TECHNIKA LOTNICZA

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW LOTNICZYCH
(KOŁO LOTNICZE SIMP)

TREŚĆ ZESZYTU

		str.
Ś. P. Prof. Czesław Witoszyński		1
Dziewięć lat	*R. R.*	3
Maksymilian Tytus Huber		5
Kilka uwag o momencie podłużnym, poprzecznym i kierunkowym skrzydła.	*Inż. WŁ. NOWAKOWSKI*	7
Regulacja silników strumieniowych na przykładach systemów Junkersa i Lucasa	*Inż. J. ROLIŃSKI*	22
Pionierskie lata	*Inż. JAN ODERFELD*	28
Kronika ZPIL		31

ROK III — ZESZYT 1-3 — WRZESIEŃ 1948

WYDAWCA: INSTYTUT WYDAWNICZY SIMP

Warunki ogłaszania prac w „Technice Lotniczej".

1. Redakcja „Techniki Lotniczej" przyjmuje do druku jedynie prace nigdzie przed tym nie drukowane.

2. Prace zgłaszane do „Techniki Lotniczej" powinny być wykończone pod względem układu treści i stylu, ponadto zgodne z pisownią Polskiej Akademii Umiejętności.

3. Do druku mogą być zgłaszane zarówno prace oryginalne, jak kompilacyjne oraz tłumaczenia ew. streszczenia najcenniejszych artykułów obcych, przy czym należy szczegółowo podać źródła, z których autor korzystał.

4. Redakcja zastrzega sobie prawo czynienia poprawek i skrótów w tekście z tym, że ważniejsze poprawki lub uzupełnienia zostaną uzgodnione z autorem.

5. Nadesłane artykuły kwalifikuje Komitet Redakcyjny T. L., który może zaprosić do współpracy wybranego przez siebie koreferenta, specjalistę danego działu.

6. Redakcja zastrzega sobie prawo do przerysowania lub przerobienia rysunków i wykresów, o ile będą one wykonane w sposób, nie nadający się do wykonania klisz.

7. Każdy nadesłany artykuł powinien być zaopatrzony w krótkie, nie przekraczające 15 wierszy, streszczenie — w miarę możności w jęz. angielskim.

8. Prace należy nadsyłać pod adresem: Redakcja „Techniki Lotniczej", Warszawa, ul. 6 sierpnia 24.

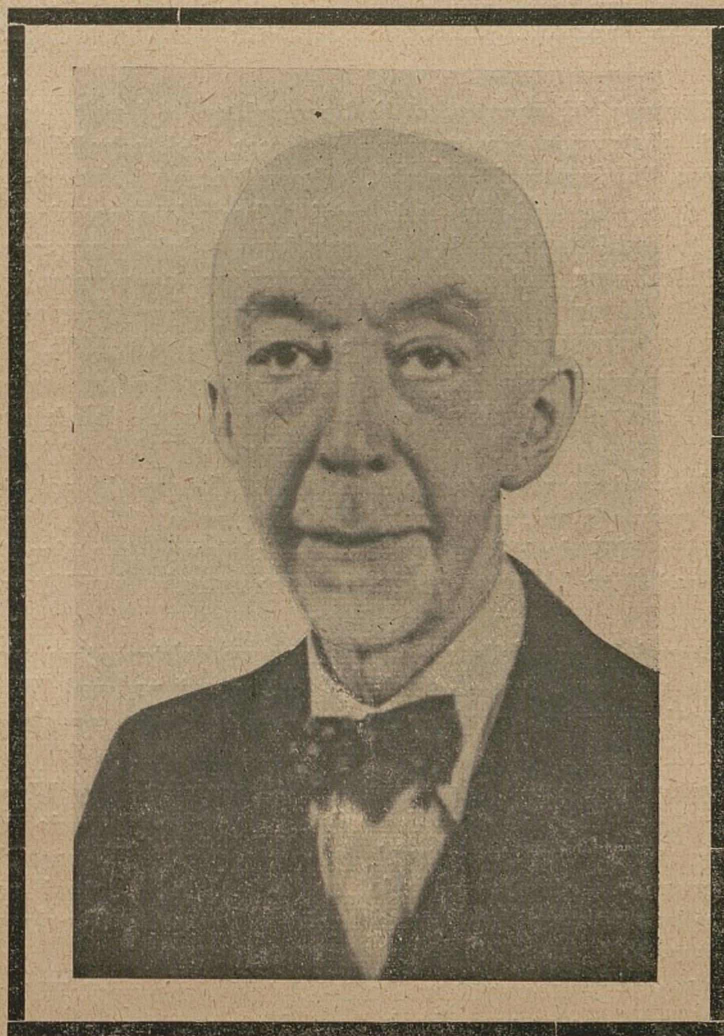
TECHNIKA LOTNICZA

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW LOTNICZYCH
(KOŁO LOTNICZE SIMP)

ROK III — ZESZYT 1 — WRZESIEŃ 1948 r.



ŚP PROF. CZESŁAW WITOSZYŃSKI



Dnia 13 września 1948 r. zmarł w Łodzi po blisko 3 miesięcznej chorobie Profesor Czesław Witoszyński. Z wielkim żalem i z uczuciem najgłębszej czci żegna Lotnictwo Polskie swego Wielkiego Uczonego i Pioniera.

CZEŚĆ JEGO PAMIĘCI!

PAMIĘCI ŚP. PROF. CZESŁAWA WITOSZYŃSKIEGO

Profesor Czesław Witoszyński (Czesław Maciej Piecewicz-Witoszyński) urodził się w Horoszkach na Podlasiu w r. 1875. Po ukończeniu gimnazjum filologicznego w Częstochowie (1893) odbył studia matematyczne na Uniwersytecie Petersburskim (1897). W latach 1897 — 1899 studiuje na Technicznym Uniwersytecie w Leodium, kończąc Sekcję Mechaniczną.

Po ukończeniu studiów Technicznych rozpoczyna prof. Witoszyński pracę zawodową, jako konstruktor w różnych dziedzinach mechaniki. Znana jest między innymi oryginalna turbina parowa pomysłu prof. Witoszyńskiego.

W roku 1906, po wprowadzeniu w obecnej Szkole Inżynierskiej im. Wawelberga i Rotwanda polskiego języka wykładowego, rozpoczyna prof. Witoszyński, równolegle z zajęciami zawodowymi, pracę pedagogiczną, jako jeden z profesorów tej szkoły. Począwszy od r. 1909 prof. Witoszyński publikuje w Przeglądzie Technicznym szereg artykułów z zakresu budowy maszyn. Około roku 1910 wydane zostają Jego „Podstawy teorii wentylatorów, turbin wodnych i pomp", oraz szereg skryptów z wykładów, z których „Maszyny wodne i pompy" ukazały się następnie drukiem w języku rosyjskim.

W roku 1915 prof. Witoszyński porzuca pracę konstruktorską i poświęca się wyłącznie wykładom i pracy naukowej, obejmując stanowisko Profesora Politechniki Warszawskiej. Profesor zostaje obrany pierwszym Dziekanem Wydziału Budowy Maszyn i piastuje ten urząd do roku 1921.

Po zwolnieniu się od prac organizacyjnych, prof. Witoszyński poświęca się całkowicie zagadnieniom aerodynamiki i techniki lotniczej, jako że problemy te leżały zawsze w ognisku Jego zainteresowań. W roku 1923 Profesor tworzy małe laboratorium aerodynamiczne przy Politechnice Warszawskiej. W r. 1925 pokonując bezwład czynników rządowych rozpoczyna budowę Instytutu Aerodynamicznego, którego uruchomienie i otwarcie przypada na r. 1927.

W ciągu następnego dziesięciolecia Instytut rozwija się szybko i rozbudowuje, będąc ośrodkiem teoretycznych i doświadczalnych prac badawczych podstawowej dziedziny techniki lotniczej — aerodynamiki.

W r. 1924 ukazuje się, wydana w Paryżu, praca prof. Witoszyńskiego pt. „La mecanique des profils d'aviation". Na prawach rękopisu został wydany w r. 1927 „Kurs Aerodynamiki" wg wykładów Profesora. Od r. 1927 do 1939 ukazuje się 7 kolejnych zeszytów Prac Instytutu Aerodynamicznego, wydanych pod Jego kierownictwem, w opracowaniu najbliższych współpracowników Profesora.

W r. 1934 prof. Witoszyński wspólnie ze swym dawnym doktorantem prof. Thompsonem opracowuje dział zbiorowego wydawnictwa „Aerodynamic Theory" pod red. W. F. Durand'a. Praca ta zyskała Profesorowi uznanie w świecie naukowym i postawiła Go w rzędzie czołowych teoretyków lotnictwa.

Od r. 1927 do 1939 przez pracownie Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie przewinęło się szereg studentów i inżynierów Oddziału Lotniczego, którzy zwracali się do Profesora o pomoc i poradę w trudnych zagadnieniach konstrukcyjnych i teoretycznych. Nie szczędził im Profesor swego trudu i czasu, służąc zawsze życzliwą radą i opieką. Podzielał ich zapał, podsycał entuzjazm do pracy, dopomagał zawsze konkretnymi i celowymi wskazaniami. Umiał połączyć młodzieńczy zapał z doświadczeniem, nabytym w ciągu wieloletniej pracy naukowej.

Na Kongresach Mechaniki Stosowanej w Delft i Sztokholmie prof. Witoszyński referował osobiście własne przyczynki, wydane w rocznikach tegoż Towarzystwa.

Po wojnie prof. Witoszyński udał się z gronem profesorów Wydziału Mechanicznego Politechniki Warszawskiej do Łodzi, gdzie przyczynił się do zorganizowania na tamtejszej Politechnice Oddziału Lotniczego. Tam też prof. Witoszyński poświęcił ostatnie lata swego pracowitego żywota pracom teoretycznym z dziedziny śmigieł, sprężarek i ściśliwości, oraz kształceniu nowych kadr inżynierów lotniczych, a także współpracy z pierwszym powojennym ośrodkiem konstrukcji lotniczych, jakim są Lotnicze Warsztaty Doświadczalne w Łodzi.

Śmierć przerwała skompletowanie ostatniego zbioru przyczynków naukowych Profesora; ukażą się one wkrótce w uszczuplonej objętości, jako pierwszy powojenny zeszyt Prac Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie.

Profesor był członkiem honorowym ZPIL od początku istnienia związku.

DZIEWIĘĆ LAT

Dziewięć lat dzieli nas od chwili ukazania się ostatniego zeszytu „Techniki Lotniczej". Dziewięć lat, które zmieniając całą naszą strukturę polityczną, społeczną i gospodarczą, zmieniły również i warunki, w jakich rozwija się nasze lotnictwo.

W szóstym roku wojny Niemcy ustępując przed napierającą armią radziecką i polską, niszczyli jak najdokładniej wszystko co pozostało po wrześniu 1939 roku i pięcioletniej grabieży. W chwili wyzwolenia nasz stan posiadania w lotnictwie był rozpaczliwy: instytucje naukowe, biblioteki, biura konstrukcyjne i sprzęt lotniczy zniszczone całkowicie. Straty wśród personelu latającego i technicznego, który brał czynny udział w walkach z Niemcami na wszystkich frontach, były olbrzymie i zostały one powiększone jeszcze zastępem ofiar obozów i więzień niemieckich. Było ich bardzo wiele. Będziemy o nich pamiętali i zrobimy wszystko co możemy, aby już nigdy więcej Niemcy, z kimkolwiek by się sprzymierzyli, nie mogli nam takich strat wyrządzić.

Z żyjących znaczna część rozproszona była po całym świecie. Ścisły kontakt z lotnictwem zachowywali tylko przebywający za granicą. Ci, którzy przeżywali okupację w kraju, odsunięci byli od czynnego lotnictwa. Niektórzy, w miarę bardzo ograniczonych możliwości, pracowali nad sobą starając się pogłębić swą wiedzę; niektórzy pracowali w wywiadzie technicznym zbierając wiadomości o lotnictwie niemieckim. Niejeden z nich życiem zapłacił za swe starania. Wszyscy, choć zgnębieni długą i ciężką okupacją, zachowali jednak silną wolę odbudowania naszego lotnictwa i czekali tylko na najsłabsze choćby możliwości realizacji jej.

Uzyskano je już w 1944 roku: przy pierwszym Rządzie Polskim, mającym jeszcze siedzibę w Lublinie tworzy się Wydział (później Departament) Lotnictwa Cywilnego, a jego kierownik Aleksander Sułkowski, inż. Tadeusz Sołtyk i pilot-mechanik, Władysław Zielniewicz rozpoczynają pracę nad budową pierwszego naszego powojennego pierwowzoru płatowca. Ten moment musimy sobie dobrze zapamiętać: na pierwszym skrawku wyzwolonej Polski, gdy reszta kraju zajęta jest jeszcze przez Niemców, gdy o kilkadziesiąt kilometrów dalej na zachód toczą się zacięte walki o rozstrzygnięcie tej najkrwawszej w dziejach świata wojny, już nasi technicy rozpoczynają pracę na nowo, nie mając właściwie żadnych środków technicznych, uważanych zwykle za niezbędne.

Jest to chyba najlepszym przykładem nastawienia i woli wszystkich nas, techników polskiego lotnictwa. To też dziś, po upływie trzech lat od wyzwolenia możemy z zadowoleniem i pewną dozą uzasadnionej dumy spojrzeć na nasz dorobek lotniczy. Przytoczymy tu tylko zasadnicze fakty z trzech dziedzin: nauczania, badań i wytwarzania.

Mamy zorganizowane wyższe studia lotnicze przy trzech politechnikach i jednej szkole inżynierskiej, a na poziomie nauczania średniego — jedno liceum techniczne lotnicze. Ilość zgłaszających się studentów i ich zapał świadczą o tym, że dopływ nowych sił technicznych do lotnictwa mamy zapewniony.

Instytut Techniczny Lotnictwa, obecnie przemianowany na Główny Instytut Lotnictwa (jeden z 8 Głównych Instytutów Badawczych przy Ministerstwie Przemysłu) odbudowany został w znacznie lepszych warunkach i pomieszczeniach niż przed wojną. Posiada już bogatą bibliotekę techniczną lotniczą, prace jego obejmują wszystkie zagadnienia nowoczesnego lotnictwa, a dzięki wspólnej opiece Ministerstw Przemysłu, Obrony Narodowej i Komunikacji ma zapewnioną dalszą nowoczesną rozbudowę i rozwój znacznie przekraczający możliwości przedwojenne.

W Bielsku czynny jst Instytut Szybownictwa, utrzymywany przez Ministerstwo Komunikacji. Posiada on biuro konstrukcyjne, warsztat, oraz lotniska i szybowiska doświadczalne.

Odbudowuje się również Instytut Aerodynamiczny przy Politechnice Warszawskiej.

Biuro konstrukcyjne zapoczątkowane w 1944 roku w Lublinie przy Wydziale Lotnictwa Cywilnego przekształciło się na Lotnicze Warsztaty Doświadczalne w Łodzi, które mogą się poszczycić sześcioma już latającymi prototypami samolotów szkolnych i turystycznych, z tych trzy typy już są w produkcji seryjnej.

Instytut Szybownictwa wypuścił trzy prototypy szybowców i jedną rekonstrukcję szybowca przedwojennego. Jeden z tych prototypów już jest w produkcji seryjnej, a serie dwóch pozostałych w przygotowaniu.

Prywatna fabryka wykonała na zamówienie Ministerstwa Komunikacji prototyp silnika lotniczego małej mocy, który obecnie przechodzi próby fabryczne.

Przy Ministerstwie Przemysłu zorganizowane są Biura Studiów, przygotowujące prototypy samolotów i silników, oraz wytwórnie, produkujące sprzęt seryj-

ny. W ciągu najbliższych dwóch miesięcy latać będą dalsze cztery prototypy samolotów.

Warsztaty naprawcze wyremontowały znaczną ilość szybowców poniemieckich, dzięki czemu szybowiska zostały zaopatrzone w sprzęt i mogły zacząć latanie już w roku 1945.

Ten dorobek zdobyty w tak krótkim i początkowo bardzo ciężkim dla nas czasie, gdy brakowało dosłownie wszystkiego: dachu, odzieży, środków komunikacji, gdy w biurach nie było mebli, w salach konstrukcyjnych podręczników, a w warsztatach narzędzi i materiałów, pozwala nam spokojnie patrzeć w przyszłość naszego lotnictwa. Świadczy on też o tym, że wysiłek nasz znajduje zrozumienie i poparcie u naszych władz Państwowych. Zrozumiałym jest, że nam, entuzjastom lotnictwa wydaje się iż poparcie to powinno być jeszcze większe. Musimy jednak pogodzić się z tym, że w obecnych warunkach, w kolejności prac przy odbudowie Polski, lotnictwo — zwłaszcza cywilne — nie może wysuwać się przed inne dziedziny decydujące o zaspokojeniu podstawowych potrzeb nas wszystkich i wprost o życiu całego Państwa. Mamy nadzieję, że wykorzystując dla dobra lotnictwa wszystkie istniejące możliwości dopniemy wkrótce tego, iż także pod tym względem staniemy się pełnowartościowym członkiem wielkiej rodziny narodów słowiańskich i uczestniczyć będziemy w wymianie dorobku lotniczego nie tylko jako strona biorąca, ale i jako dająca.

Zdajemy sobie sprawę, jak dużo jest jeszcze do zrobienia i że konieczny jest do tego wysiłek wszystkich nas, techników polskiego lotnictwa. Wielka ilość zgłosiła się do pracy już w 1945 roku. Byli to przede wszystkim ci, którzy trwali do końca w Kraju i ci, którzy wrócili z naszą armią ze Związku Radzieckiego. Powoli zaczęli wracać również inżynierowie i technicy lotnictwa z zachodu.

Nie wszyscy jednak Polacy, posiadający wiedzę i doświadczenie zdobyte w lotnictwie, wrócili do Kraju i do lotnictwa. Do najbardziej pożądanych mogli by być zaliczeni ci, którzy przebywając podczas okupacji za granicą, brali udział w działaniach lotnictwa lub w produkcji, studiowali i rozwijali umiejętności wyniesione z Kraju. Okazało się przy tym, że umiejętności nabyte w Kraju były tak wartościowe, iż stawali się wszędzie pożytecznymi i cenionymi pracownikami. Nie było w tym nic dziwnego, gdyż studia techniczne stały u nas na wysokim poziomie, drogo opłacane i subsydiowane przez Państwo, a więc przez całe społeczeństwo (koszt wykształcenia jednego inżyniera wynosił dziesiątki tysięcy złotych ówczesnych).

Niestety, nie wszyscy z tych, którzy wywieźli ze sobą ten cenny dar otrzymany od Państwa i społeczeństwa polskiego, poczuwają się do obowiązku zwrócenia go. Jakkolwiek staraliby się to uzasadnić, motywy nie przyniosą im zaszczytu, gdyż uchylają się od spełnienia obowiązku każdego uczciwego człowieka i pozostają po stronie obozu wrogiego Polsce Ludowej i pokojowi.

Czasowo tylko — mamy nadzieję — straceni są dla lotnictwa ci, którzy podczas okupacji przeszli do innych zawodów i pozostają w nich nadal, zatrzymywani lepszymi warunkami niż te jakie mogliby znaleźć w lotnictwie. Jesteśmy pewni, że lotnictwo nasze w dalszym swym rozwoju przyciągnie ich z powrotem, ku obustronnej korzyści i zadowoleniu.

Nielicznych pracowników lotnictwa, którzy splamili się dobrowolną pracą dla Niemców, wykluczamy z naszego grona. Należy tu również zaznaczyć, że w śród 300 przedwojennych członków ZPIL znalazł się jeden (tylko jeden, jeśli nam dobrze wiadomo), który uznał się za Niemca.

* * *

To, że po 9 latach przerwy „Technika Lotnicza" może znowu wychodzić zawdzięczamy głębokiemu zrozumieniu naszych potrzeb ze strony Władz Wojskowych, które moralnym i finansowym poparciem umożliwiły wznowienie wydawnictwa.

Stanowisko to wielce cenimy i pomoc przyjmujemy z wdzięcznością. Będziemy dążyli do tego, aby „Technika Lotnicza" była pismem pożytecznym dla wszystkich inżynierów i techników lotnictwa, a także dla studentów Oddziałów Lotniczych naszych szkół wyższych.

W tym celu obok działu naukowo-technicznego będziemy podawali prace zawierające systematyczne ujęcie zagadnień nawet znanych, ale jeszcze nie opracowanych w języku polskim.

Mamy nadzieję, że „Technika Lotnicza" znajdzie gorliwych czytelników i chętnych autorów, dzięki czemu stanie się żywym łącznikiem i środkiem wymiany myśli między wszystkimi inżynierami i technikami lotnictwa, zarówno należącymi do Związku Polskich Inżynierów i Techników Lotniczych, jak i jeszcze niezrzeszonymi, oraz że, w miarę rozwoju naszego pisma, liczba tych drugich zmniejszać się będzie na korzyść tych pierwszych. Wiemy, że wszyscy razem będziemy pracować z największym wysiłkiem na jaki nas będzie stać dla osiągnięcia tego pięknego i drogiego nam wszystkim celu, którym jest rozwój techniczny Polskiego Lotnictwa.

R. R.



Prof. dr inż. M. T. Huber
członek honorowy ZPIL

MAKSYMILIAN TYTUS HUBER

W roku bieżącym cały polski świat techniczny obchodzi bardzo rzadką w warunkach naszych rocznicę: 40-lecia pracy profesorskiej jednego ze swych najbardziej zasłużonych działaczy, prof. M. T. Hubera. Żadnemu z pracowników lotnictwa nie jest obce zarówno nazwisko, jak i postać Profesora, którego działalność wywarła bardzo duży wpływ na kształtowanie się techniki polskiej w wielu jej dziedzinach.

Związek Polskich Inżynierów i Techników Lotniczych, mający zaszczyt zaliczać Profesora do swych członków honorowych, poświęca niniejszy artykuł Jego działalności naukowej w dziedzinie lotnictwa, pragnąc uwydatnić wielki wpływ, jaki wywarła ona na rozwój nauki lotniczej w Polsce.

Problemy naukowe związane z lotnictwem oddawna stanowiły przedmiot zainteresowań Profesora. W okresie, gdy nie tylko polskie, ale światowe lotnictwo stawiało swe pierwsze kroki, gdy obecnie tak rozwinięta wiedza lotnicza była w stadium zaledwie początkowym, Profesor podjął się ciężkiego pionierskiego trudu zarówno w dziedzinie nauczania, jak i zespalania w zwartą logiczną całość podstaw wiedzy lotniczej. Już w roku akademickim 1910—11 wygłosił pierwsze wykłady z dziedziny lotnictwa na Politechnice Lwowskiej, następnie zaś, starając się o dalszy rozwój myśli lotniczej wśród przyszłych tego lotnictwa pracowników, stał się opiekunem powstałego tam Związku Awiatycznego Studentów.

Dbając o naukową ścisłość wiedzy lotniczej Profesor często zabierał głos na łamach prasy, prostując powszechnie wtedy panujące błędy, jak np. pogląd, że „siła unosząca" i „opór" są wielkościami całkowicie od siebie niezależnymi.

W następnych latach zainteresowania Profesora zwróciły się bardziej w kierunku wytrzymałości i, gdy po pierwszej wojnie światowej powołany został na Katedrę Mechaniki Technicznej Politechniki Warszawskiej, poświęcił On swój czas przede wszystkim tym zagadnieniom.

W okresie tym, skutkiem znacznego wzrostu szybkości lotu, a co za tym idzie i obciążeń, konstruktorzy samolotów zmuszeni byli do znacznie bardziej wnikliwej analizy pracy konstrukcji niż w obliczeniach uprzednio stosowanych. Wyłonił się szereg trudnych problemów wytrzymałościowych, w rozwiązywaniu których Profesor brał czynny udział, bądź jako doradca Państwowych Zakładów Lotniczych, bądź jako autor szeregu prac naukowych, które do dziś dnia nie straciły swej aktualności, stanowiąc pierwszorzędną pozycję w lotniczej literaturze fachowej. Wartość tych prac jest tym większa, iż, zawierając w sobie problemy niejednokrotnie bardzo złożone, przedstawiają je w sposób dla inżynierów prosty i zrozumiały, spełniając także pod względem dydaktycznym bardzo ważną rolę.

Z prac tych opublikowanych drukiem wymienimy tylko najważniejsze:

1. Studia nad belkami o przekroju dwuteowym. Sprawozdania i prace Warsz. Tow. Politechnicznego, W-wa 1923.
2. Obliczenie wytrzymałościowe prętów podłużnie ściskanych. Przegl. Techn. W-wa 1928.
3. O wytrzymałości podłużnic w skrzydłach wspornikowych jednopłatów. Przegl. Techn. W-wa 1930.
4. Zginanie belek prostych o przekrojach wiotkich. Sprawozdania IBTL W-wa 1930.
5. Obciążenie krytyczne prętów osiowo ściskanych o przekroju nieciągle zmiennym. Sprawozdania IBTL W-wa 1930.
6. Nowoczesne wzory wytrzymałości złożonej. Sprawozdania IBTL W-wa 1930.

7. Wymiarowanie prętów osiowo ściskanych o przekroju stałym w konstrukcjach lekkich. Sprawozdania I. T. L. 1933.
8. Rola sztywności skrętnej w dźwigarach kratowych lekkich. Przegl. Techn. W-wa 1933.

Omawiając działalność naukową Profesora nie można pominąć milczeniem tych prac, które jakkolwiek dotyczą ogólnych podstaw nauki o wytrzymałości, wywarły jednak znaczny wpływ na kształtowanie się wytrzymałości lotniczej. Do prac tych należy wymieniona w p. 6 praca omawiająca tak zasadniczą dla każdego inżyniera kwestię, jaką jest wytężenie materiału i związane z tym bezpieczeństwo konstrukcji. Należy dodać, iż zasługa sformułowania podanej w tej pracy hipotezy wytężenia miarą którego jest energia tzw. odkształcenia postaciowego, przypada Profesorowi, którego pierwszy artykuł na ten temat pojawił się w r. 1904. Hipoteza ta, sprawdzona doświadczalnie przez wielu naukowców, jest dziś powszechnie uznana i stanowi podstawę dla obliczania wytężenia. Stała się ona punktem wyjścia dla fundamentalnych prac z dziedziny wytrzymałości i plastyczności, jak np. praca Hencky'ego. Drugą z tego rodzaju prac jest, wydana w 1921 r. we Lwowie, „Teoria płyt prostokątnie różnokierunkowych" wydana w 1938 r. w języku niemieckim, która jakkolwiek dotyczy zagadnień związanych z budownictwem, posiada ogromne znaczenie dla spotykanych w lotnictwie zagadnień płyt wykonanych z tzw. blachy falistej i sklejki i zwłaszcza przy obecnych tendecjach rozwojowych lotnictwa zyskuje coraz bardziej na aktualności w zastosowaniu do tzw. powłok sztywnych na zginanie.

Poza bardzo cennym wkładem do polskiej literatury technicznej Profesor ma wielkie zasługi pedagogiczne. Potrafił On zgromadzić wokół siebie i zachęcić do pracy naukowej wielu inżynierów, którzy pracując pod jego kierunkiem i przy Jego poparciu, wykonali szereg prac naukowych, oraz instalacji po raz pierwszy w Polsce zastosowanych, umożliwiając tym prowadzenie badań naukowych na poziomie, nie ustępującym przodującym technicznie państwom.

Kierując Laboratorium Wytrzymałości Materiałów Politechniki Warszawskiej dążył zarówno do podniesienia wyposażenia laboratorium, np. przez zorganizowane pierwszej w Kraju pracowni analizy naprężeń przy pomocy nowoczesnych metod, jak i do zwiększenia użyteczności całego laboratorium dla celów przemysłowych. Prowadząc poza wykładami Mechaniki Technicznej również i Statykę Lotniczą Profesor zawsze dążył do tego, aby z jednej strony rozbudzić wśród swych słuchaczy zrozumienie i zamiłowanie do wykładanego przezeń przedmiotu, z drugiej strony aby nauczyć przyszłych pracowników nauki i techniki prawidłowego sposobu ujmowania zagadnień.

Lista prac i zasług Prof. M. T. Hubera dla lotnictwa nie jest pełna, bo trudno jest wymienić je wszystkie w tym krótkim artykule — i nie jest skończona, gdyż Profesor pracuje nadal. Wiemy, że podczas okupacji rozpoczął On opracowywanie podręcznika wytrzymałości dla potrzeb lotnictwa. Jesteśmy pewni, że ta i wiele innych jeszcze prac wyjdzie z pod Jego pióra na pożytek lotnictwa, z którego rozwojem imię Profesora jest nierozerwalnie połączone.

This article is dedicated to the 40-years jubilee of research and pedagogical work of the Polish scientist prof. M. T. Huber.

Już po zamknięciu niniejszego zeszytu redakcja „Techniki Lotniczej" uzyskała do recenzji świeżo wydane dzieło prof. M. T. Hubera poświęcone teorii sprężystości (t. I. Kraków 1948. Nakładem Polskiej Akademii Umiejętności). Obszerne omówienie tego znakomitego podręcznika, który niewątpliwie wejdzie w skład klasycznej literatury technicznej nie tylko polskiej lecz również i światowej zamieścimy w jednym z najbliższych zeszytów naszego pisma.

Inż. WŁADYSŁAW NOWAKOWSKI
Instytut Szybownictwa Bielsko

Kilka uwag o momencie podłużnym, poprzecznym i kierunkowym skrzydła.

O ile metody obliczania podłużnej stateczności statycznej płatowca są podawane w każdym podręczniku mechaniki lotu, o tyle kwestie związane z obliczaniem stateczności poprzecznej i kierunkowej ograniczają się tam najczęściej do krótkich wzmianek, ewentualnie odsyłaczy do różnych publikacyj, nie zawsze dostępnych dla polskiego czytelnika.

Autor artykułu wybrał z dostępnych mu — nielicznych zresztą — źródeł, a częściowo z własnych rozważań najważniejsze zależności, pozwalające wyjaśnić wpływ kształtu oraz własności aerodynamicznych skrzydła na wielkość jego momentu podłużnego, poprzecznego i kierunkowego.

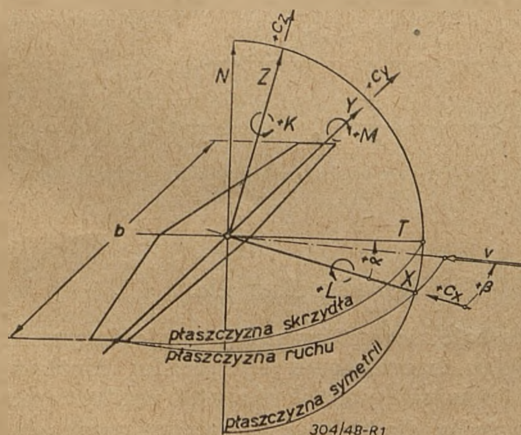
Artykuł ten nie wyczerpuje oczywiście tematu i jedynie duże zainteresowanie, jakim w dobie obecnej cieszą się bezogonowce, u których na pierwszy plan wysuwa się problem stateczności samego skrzydła, usprawiedliwia pojawienie się jego w obecnej objętości.

UWAGI OGÓLNE.

1. Definicja momentów i ustalenie układu współrzędnych.

Momentem podłużnym M będziemy nazywali moment siły aerodynamicznej, usiłujący zmienić kąt natarcia skrzydła. *Momentem poprzecznym L* będziemy nazywali moment, usiłujący przechylić jedno skrzydło ku górze, drugie zaś do dołu. *Moment kierunkowy K* będzie usiłował zmienić kierunek lotu.

Pod wpływem tych momentów płatowiec obraca się dookoła swych głównych osi bezwładności, których kierunek pokrywa się w przybliżeniu z kierunkiem osi *Y*, *T*, *N* (rys. 1), to jest prostopadłą do płaszczyzny symetrii skrzydła, oraz równoległą i prostopadłą do cięciwy profilu w płaszczyźnie symetrii skrzydła.



Rys. 1.

Ponieważ jednak większość przytaczanych w dalszych naszych rozważaniach zależności została otrzymana, a co najmniej sprawdzona na drodze doświadczalnej w tunelach aerodynamicznych, wygodniej jest związać moment z kierunkami osi *Y*, *X*, *Z*, to jest z układem współrzędnych, którego osie są równoległe i prostopadłe do kierunku lotu (rys. 1). Dokoła tych właśnie osi, wykonuje się zazwyczaj bezpośredni pomiar momentów na wagach aerodynamicznych.

Poza tym wygodniej jest umiejscowić początek układu współrzędnych, omawiając moment poprzeczny i kierunkowy skrzydła, nie w środku ciężkości płatowca, ale w tak zwanym „punkcie neutralnym" skrzydła.

Przy końcu naszych rozważań będą podane zależności, pozwalające na przeliczenie momentów z dowolnych osi na główne osie bezwładności. Przedtem jednak chcielibyśmy zwrócić uwagę na to, że przy przechodzeniu z jednego układu współrzędnych na inny, momenty aerodynamiczne nie tylko zmieniają swą wielkość, ale mogą również zmienić i kierunek, stając się z ustateczniających uniestateczniającymi (destabilizującymi).

Ze względu na symetrię skrzydła, momenty poprzeczny i kierunkowy występują tylko wtedy, kiedy kierunek lotu wychyli się z płaszczyzny symetrii skrzydła, to znaczy kiedy skrzydło zacznie wykonywać *ślizg*, którego miarą jest kąt ślizgu β (rys. 1).

Przyjąwszy dodatnie kierunki momentów i kątów jak na rys. 1, widzimy, że płatowiec stateczny podłużnie i kierunkowo, powinien w punkcie równowagi spełniać — między innymi — warunki:

$$\frac{d\,M_G}{d\,\alpha} > 0 \quad \text{i} \quad \frac{d\,K_G}{d\,\beta} > 0,$$

jeżeli przez M_G oraz K_G oznaczymy momenty M oraz K, przeliczone na główne osie bezwładności. Wtedy bowiem moment podłużny będzie sprowadzał płatowiec — w razie jakiegoś zaburzenia — na kąt równowagi momentów, a moment kierunkowy będzie się starał usunąć ślizg.

Oprócz obu wyżej podanych warunków, jest jeszcze pożądane spełnienie warunku trzeciego, a mianowicie:

$$\frac{d\,L_G}{d\beta} > 0,$$

bo wtedy moment poprzeczny będzie wyprzedzającą w ślizgu połowę skrzydła podnosił do góry, ułatwiając tym samym wprowadzenie płatowca w poprawny skręt.

Wielkość momentów będziemy obliczali wg zależności:

$$M = c_m \,.\, S \,.\, q \,.\, t_s$$

$$L = c_l \,.\, S \,.\, q \,.\, \frac{b}{2}$$

$$K = c_k \,.\, S \,.\, q \,.\, \frac{b}{2}$$

przy czym: S jest powierzchnią skrzydła (m^2)

q jest ciśnieniem prędkości (kG/m^2)

t_s jest cięciwą skrzydła w płaszczyźnie symetrii (m)

b jest rozpiętością skrzydła (m)

c_m jest współczynnikiem momentu podłużnego

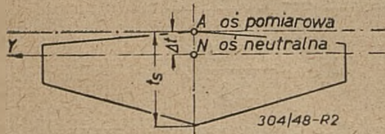
c_l jest współczynnikiem momentu poprzecznego

c_k jest współczynnikiem momentu kierunkowego.

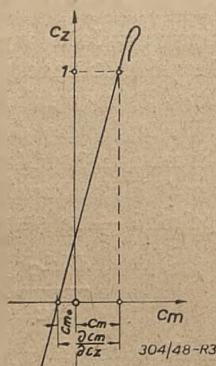
2. Punkt neutralny skrzydła.

Punktem neutralnym nazywamy punkt, w którym oś neutralna przebija płaszczyznę symetrii skrzydła. *Osią neutralną* nazywamy oś, równoległą do osi Y (rys. 2), względem której współczynnik momentu podłużnego skrzydła, w dużym zakresie zmienności współczynnika wyporu c_z, jest wielkością stałą.

Pomiar współczynnika momentu c_m można przeprowadzić w laboratorium względem dowolnej osi, np. przechodzącej przez punkt A (rys. 2). Otrzymana wtedy zależność współczynnika wyporu od współczynnika momentu jest podobną do pokazanej na rys. 3.



Rys. 2.



Rys. 3.

W liniowym zakresie zmienności można ją przedstawić wzorem:

$$c_m = c_{mo} + \frac{\partial c_m}{\partial c_z} \cdot c_z$$

Jeżeli chcemy przeliczyć momenty na inną oś, równoległą do poprzedniej, ale oddaloną od niej o wielkość Δt (rys. 2), to współczynnik momentu względem nowej osi będzie — jak wiadomo — wynosił:

$$c_{mN} \cong c_m - \frac{\Delta t}{t_s} c_z = c_{mo} + \left(\frac{\partial c_m}{\partial c_z} - \frac{\Delta t}{t_s} \right) \cdot c_z$$

jeżeli współczynnik c_m był odniesiony do cięciwy t_s.

Przesunąwszy oś tak, by $\frac{\Delta t}{t_s} = \frac{\partial c_m}{\partial c_z}$, otrzymamy po przeliczeniu:

$$c_{mN} = c_{mo} = constans$$

i tą nową oś nazywamy właśnie *osią neutralną skrzydła.*

Najczęściej przyjmuje się w laboratoriach, dla skrzydła o obrysie prostokątnym, oś pomiarową w krawędzi natarcia skrzydła i otrzymuje się zgodnie z teorią:;

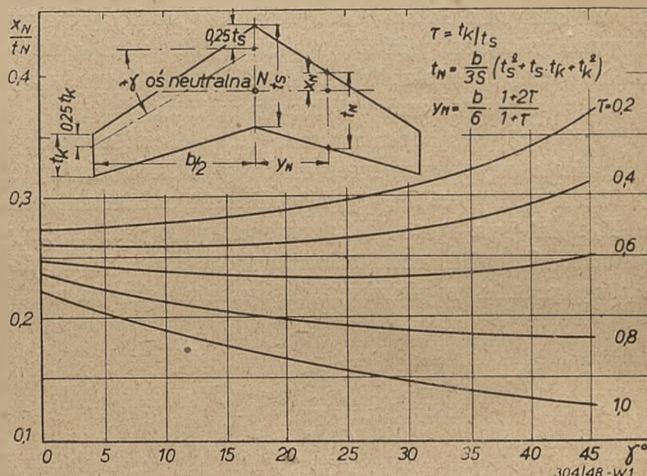
$$\frac{\partial c_m}{\partial c_z} \cong 0{,}25,$$

a więc oś neutralna oddalona jest wtedy od krawędzi natarcia o

$$\Delta t \cong 0{,}25 \cdot t$$

Dla skrzydła o dowolnym kształcie położenie osi neutralnej będzie zależało od rozkładu wyporu wzdłuż rozpiętości, na co — jak dalej zobaczymy — ma między innymi wpływ układ skrzydła w „strzałę".

Wykres pierwszy pokazuje właśnie położenie osi neutralnej skrzydła o pewnym stałym, wzdłuż rozpiętości profilu, obrysie trapezowym i zmiennym kącie strzały, dla wydłużenia $\Lambda = 5$, wg (I). Znaczenie poszczególnych liter jest zrozumiałe z zamieszczonego na wykresie szkicu.



Wykres 1. Położenie punktu neutralnego skrzydła o układzie strzały. Λ=5. Re=4·10^5

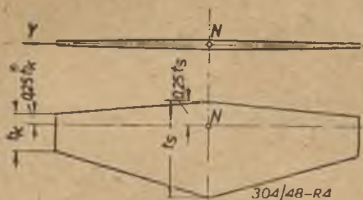
3. Definicja kształtu skrzydła.

Wielkość momentów zależy w pierwszym rzędzie od kształtu skrzydła oraz jego profilu. Musimy więc uprzednio ustalić podział skrzydeł wg kształtu.

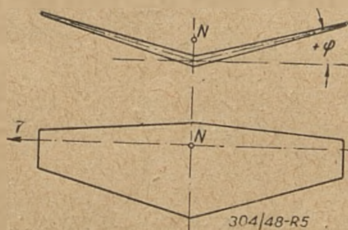
Skrzydło, dla którego w każdym przekroju punkty leżące na linii szkieletowej, w odległości 25% cięciwy danego przekroju od krawędzi natarcia tworzą linię prostą, prostopadłą do płaszczyzny symetrii skrzydła, (rys. 4), będziemy nazywali *skrzydłem prostym.*

Jeżeli punkty poprzednio zdefiniowane tworzą dla połowy skrzydła prostą, leżącą w płaszczyźnie NY, ale odchyloną od prostopadłej do płaszczyzny sy-

metrii o kąt φ, jak na rys. 5, to takie skrzydło będziemy nazywali *skrzydłem o układzie V*.

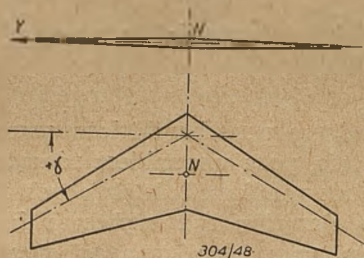


Rys. 4.



Rys. 5.

Jeżeli wyżej wspomniane punkty tworzą dla połowy skrzydła prostą leżącą w płaszczyźnie TY, ale odchyloną od prostopadłej do płaszczyzny symetrii o kąt γ, jak na rys. 6, to takie skrzydło będziemy nazywali *skrzydłem o układzie w strzałę*.



Rys. 6.

Poza tym obrys skrzydła może być prostokątny, trapezowy, eliptyczny itp.

W najogólniejszym wypadku skrzydło posiada równocześnie układ V oraz strzałę i dowolny obrys.

Dalsze nasze rozważania podzielimy na dwie części. W części I będziemy się zajmowali momentem podłużnym skrzydła względem środka ciężkości płatowca, w części II zajmiemy się momentem poprzecznym i kierunkowym względem poprzednio zdefiniowanych osi.

I. MOMENT PODŁUŻNY SKRZYDŁA.

1. Moment podłużny skrzydła o dowolnym kształcie.

Skrzydło o dowolnym kształcie możemy podzielić, jak na rys. 7, na szereg pasków o powierzchni:

$$dS = t_B \cdot dy$$

Moment takiego paska względem środka ciężkości płatowca G można obliczyć znanym z aerodynamiki wzorem:

$$dM_G = P_{nB} \, (e_B + x_B) - P_{tB} \cdot z_B \quad . \; . \quad (1)$$

w których znaczenie poszczególnych liter jest zrozumiałe z rys. 7.

Pamiętając o tym, że $P_{nB} \cdot e_B$ jest momentem wypadkowej siły aerodynamicznej paska względem punktu B, zależność (1) możemy napisać w postaci:

$$dM_G = c_{mB} \cdot dS \cdot q \cdot t_B + c_{nB} \cdot dS \cdot q \, x_B - c_{tB} \cdot dS \cdot q \cdot z_B$$

Sumując tak otrzymane momenty wszystkich pasków w granicach od $y = 0$ do $y = b/2$, otrzymuje się moment jednego skrzydła, a więc połowę momentu płatowca:

$$\frac{M_G}{2} = \int_{y=0}^{y=\frac{b}{2}} c_{mB} \cdot q \cdot t^2_B \cdot dy + \int_{y=0}^{y=\frac{b}{2}} c_{nB} \cdot q \cdot t_B \cdot x_B \cdot dy - \int_{y=0}^{y=\frac{b}{2}} c_{tB} \cdot q \cdot t_B \cdot z_B \cdot dy$$

Wprowadzając — jak podaliśmy na wstępie — na całkowity moment sił aerodynamicznych płatowca względem środka ciężkości oznaczenie:

$$M_G = c_{mG} \cdot S \cdot q \cdot t_s \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (2)$$

otrzymuje się wzór pozwalający na obliczenie współczynnika momentu podłużnego płatowca, względem jego środka ciężkości:

$$c_{mG} = \left(\frac{2}{S \cdot t_s}\right) \left(\int_{y=0}^{y=\frac{b}{2}} c_{mB} \cdot t^2_B \cdot dy + \int_{y=0}^{y=\frac{b}{2}} c_{nB} \cdot t_B \cdot x_B \cdot dy - \int_{y=0}^{y=\frac{b}{2}} c_{tB} \cdot t_B \cdot z_B \cdot dy \right) \quad (3)$$

Dla złożonego kształtu skrzydła, całki we wzorze (3) najwygodniej jest obliczać metodą tabelaryczną lub analityczno-graficzną. Dla kształtu trapezowego, po wprowadzeniu jeszcze pewnych dodatkowych założeń, całki wyżej podane dają się łatwo obliczyć i jak dalej zobaczymy, można otrzymać z nich bardzo pouczające zależności.

2. Współczynnik momentu podłużnego skrzydła prostego.

Wielkość cięciwy skrzydła t_B w dowolnej odległości y od płaszczyzny symetrii, dla trapezowego obrysu, można wyrazić zależnością:

$$t_B = t_s - (t_s - t_k)\frac{2y}{b}$$

Odległość zaś x_B krawędzi natarcia dowolnego paska od środka ciężkości płatowca (rys. 7):

$$x_B = a\frac{2y}{b} - h$$

gdzie:

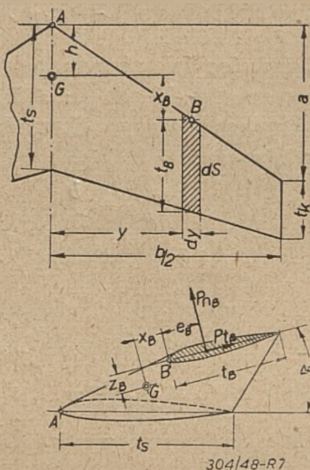
t_s jest cięciwą skrzydła w płaszczyźnie symetrii

t_k jest cięciwą krańcową skrzydła

b jest rozpiętością skrzydła

a jest wielkością „strzały" skrzydła

h jest odległością środka ciężkości płatowca od krawędzi natarcia profilu w płaszczyźnie symetrii.



Rys. 7.

Jeżeli przyjmiemy liniowe zwichrzenie skrzydła, czego miarą będzie kąt Δ_α zawarty pomiędzy cięciwami profilu w płaszczyźnie symetrii i na końcu skrzydła i jeżeli ograniczymy się do skrzydeł zbudowanych z jednego lub kilku podobnych profili, oraz przyjmiemy jeszcze, że rozkład wyporu wzdłuż rozpiętości jest podobny do rozkładu iloczynu $t_B \cdot c_{zB}$ bez uwzględnienia strat brzegowych, to współczynnik momentu podłużnego i siły normalnej dowolnego paska dadzą się wyrazić wzorami:

$$c_{mB} = c_{mA} + \left(\frac{dc_m}{d\alpha}\right)\left(\frac{\Delta\alpha}{b/2}\right)\cdot y \quad . \quad . \quad (4)$$

$$c_{nB} = c_{nA} + \left(\frac{dc_n}{d\alpha}\right)\left(\frac{\Delta\alpha}{b/2}\right)\cdot y \quad . \quad . \quad (5)$$

gdzie c_{mA} oraz c_{nA} są współczynnikami aerodynamicznymi profilu skrzydła w płaszczyźnie symetrii.

Zależności (4) oraz (5) ważne są oczywiście jedynie w zakresie liniowej zmienności współczynników c_m oraz c_n z kątem natarcia α, mierzonym w płaszczyźnie symetrii.

Jeżeli rozważania nasze ograniczymy do skrzydeł bez układu V, możemy jeszcze założyć dla uproszczenia, że $z_B \cong O$.

Wstawiając wyżej podane zależności do wzoru (3) otrzymujemy po prostym scałkowaniu

$$c_{mG} = \frac{2\,b}{S\,.\,t_s}\left[c_{mA}\left(\frac{t_s^2 + t_k^2 + t_s\,.\,t_k}{6}\right) + \left(\frac{dc_m}{d\alpha}\right)\cdot\Delta\alpha\left(\frac{t_s^2 + 3t_k^2 + 2t_s\,.\,t_k}{24}\right) + c_{nA}\frac{a(t_s + 2t_k) - 3h(t_s + t_k)}{12} + \left(\frac{dc_n}{d\alpha}\right)\Delta\alpha\,\frac{a(t_s + 3t_k) - 2h(t_s + 2t_k)}{24}\right]$$

Oznaczając:

$$t_k / t_s = \tau$$

$$b^2 / S = \Lambda$$

możemy napisać ostatecznie:

$$c_{mG} = \frac{\Lambda}{b}\left\{c_{mA}\cdot\frac{t_s}{3}\left[(1+\tau)^2 - \tau\right] + c_{nA}\frac{1}{6}\left[a(1+2\tau) - 3h(1+\tau)\right] + \Delta\alpha\frac{1}{12}\left[\left(\frac{dc_m}{d\alpha}\right).\, t_s\left[(1+\tau)^2 + 2\tau^2\right] + \left(\frac{dc_n}{d\alpha}\right)\left[a(1+3\tau) - 2h(1+2\tau)\right]\right]\right\} \quad . \quad . \quad (6)$$

3. Warunki stateczności statycznej podłużnej skrzydła.

Jak wiadomo z mechaniki lotu, warunkiem równowagi w locie, poza warunkiem równowagi sił, jest równowaga momentów sił działających na płatowiec. Dla samego skrzydła, np. szybowca bezogonowego, podany wyżej warunek równowagi sprowadza się do tego, aby moment podłużny sił aerodynamicznych działających na skrzydło, względem środka ciężkości był równy O, a więc by:

$$c_{mG} = O \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (7)$$

Poza tym, aby był to punkt równowagi trwałej, musi być — jak już wspomnieliśmy na wstępie — spełniony warunek:

$$\left(\frac{dc_{mG}}{d\alpha}\right)_{c_{mG} = O} > O \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (8)$$

Zastanówmy się co i w jakim stopniu może wpływać w samym skrzydle na spełnienie obu tych warunków, zaczynając np. od warunku (8).

Różniczkując zależność (6), otrzymujemy:

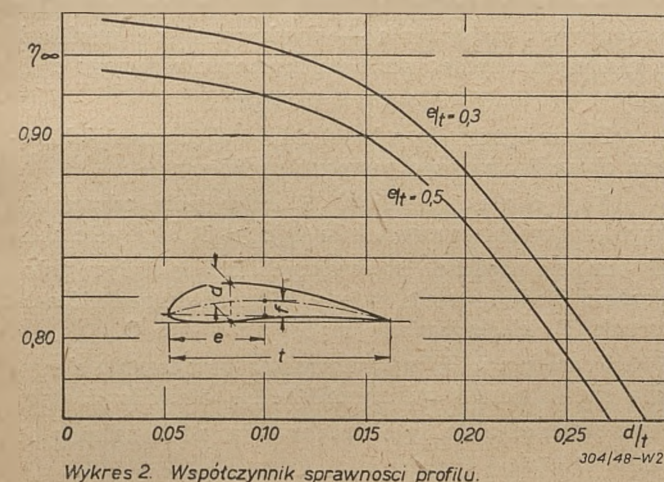
$$\frac{dc_{mG}}{d\alpha} = \frac{\Lambda}{b}\left\{\left(\frac{dc_{mA}}{d\alpha}\right)\frac{t_s}{3}\left[(1+\tau)^2 - \tau\right] + \left(\frac{dc_{nA}}{d\alpha}\right).\,\frac{1}{6}\left[a(1+2\tau) - 3h(1+\tau)\right]\right\} \quad (9)$$

Jak wiadomo z aerodynamiki i systematyki profili lotniczych, w dużym zakresie kątów natarcia:

$$\frac{dc_m}{d\alpha} = 2\pi\, \eta_\Lambda\, \zeta = constans$$

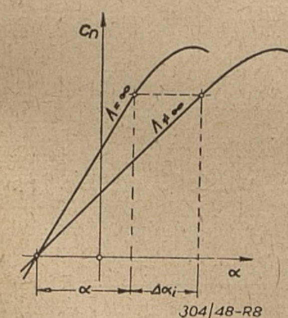
$$\frac{dc_n}{d\alpha} = 2\pi\, \eta_\Lambda = constans$$

przy czym η_Λ jest tzw. współczynnikiem sprawności profilu, zależnym przede wszystkim od jego grubości i wydłużenia skrzydła. Wykres 2 wg (VI) pozwala na określenie wielkości współczynnika η_∞, tzn. współczynnika sprawności profilu dla wydłużenia skrzydła $\Lambda = \infty$.



Wykres 2. Współczynnik sprawności profilu.

Przeliczenie tego współczynnika na inne wydłużenie nie przedstawia żadnych trudności, bo jak widać z rys. 8:



Rys. 8.

$$\frac{c_n}{\alpha} = 2\pi\, \eta_\infty \;;$$

$$\frac{c_n}{\alpha + \Delta\alpha_i} = 2\pi\, \eta_\Lambda$$

a ponieważ:

$$\Delta\alpha_i = \frac{c_n}{\pi \,.\, \Lambda}$$

więc:

$$\eta_\Lambda = \frac{1}{\frac{1}{\eta_\infty} + \frac{2}{\Lambda}} \quad \ldots \quad (10)$$

Współczynnik: $\zeta = \frac{dc_m}{dc_n} = 0,25 - 0,20 \left(\frac{d}{t}\right)$

zależy przede wszystkim od procentowej grubości profilu $\left(\frac{d}{t}\right)$

Należy jednak pamiętać o tym, że zależność ta została ustalona na podstawie pomiarów profili normalnych; dla profili ze stałym położeniem środka parcia, lub z jego odwrotną wędrówką, współczynnik ζ w mniejszym stopniu zależy od grubości profilu i z dostateczną dokładnością możemy przyjąć wtedy:

$$\zeta = 0,25 = constans$$

Po tych wszystkich uwagach, przechodząc jeszcze z miary łukowej na stopniową i pamiętając, że:

$$\Lambda = \frac{b^2}{S} = \frac{2b}{(t_s + t_k)}$$

zależność (9) możemy napisać w postaci:

$$\left(\frac{h}{t_s}\right) = \frac{1}{3}\left(\frac{a}{t_s}\right)\left(1 + \frac{\tau}{1+\tau}\right) + \frac{2}{3}\zeta\left(1 + \tau - \frac{\tau}{1+\tau}\right) - \frac{57,3}{2\pi\,\eta_\Lambda}\left(\frac{dc_{mG}}{d\alpha^0}\right) \quad . \; . \quad (11)$$

Z zależności tej widzimy, że aby był spełniony warunek (8), tzn. by:

$$\frac{dc_{mG}}{d\alpha^0} > 0$$

musi być spełniona nierówność:

$$\left(\frac{h}{t_s}\right) < \frac{1}{3}\left(\frac{a}{t_s}\right)\left(1 + \frac{\tau}{1+\tau}\right) + \frac{2}{3}\zeta\left(1 + \tau - \frac{\tau}{1+\tau}\right) \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (12)$$

Odległość więc środka ciężkości w samym skrzydle lub bezogonowcu, od krawędzi natarcia profilu w płaszczyźnie symetrii, nie może przekraczać pewnej wartości, określonej prawą stroną nierówności (12).

Zależy ona przede wszystkim od wielkości „strzały" skrzydła i od jego kształtu, czego miarą są stosunki: a/t_s oraz $t_k/t_s = \tau$, a w mniejszym stopniu od użytego profilu, bo jak wspominaliśmy, współczynnik ζ nie wiele różni się dla różnych profili.

Przesuwając środek ciężkości od tego skrajnego tylnego położenia ku przodowi, otrzymujemy coraz większy współczynnik stateczności statycznej podłużnej $dc_{mG}/d\alpha^0$.

Wykres 3, przedstawiający zależność:

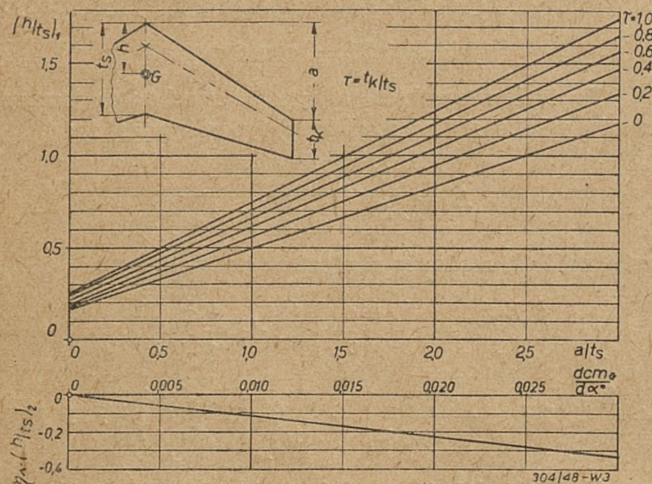
$$\left(\frac{h}{t_s}\right)_1 = \frac{1}{3}\left(\frac{a}{t_s}\right)\left(1 + \frac{\tau}{1+\tau}\right) + \frac{2}{3}\zeta\left(1 + \tau - \frac{\tau}{1+\tau}\right)$$

to jest prawą stronę nierówności (12), określa wyżej wspomniane skrajne tylne położenie środka ciężkości.

Na tym samym wykresie przedstawiono również zależność:

$$\left(\frac{h}{t_s}\right)_2 \cdot \eta_\Lambda = -\frac{57,3}{2\pi}\left(\frac{dc_{mG}}{d\alpha^0}\right)$$

określającą wielkość koniecznego przesunięcia ku przodowi środka ciężkości, od tylnego skrajnego położenia, by otrzymać żądaną wielkość współczynnika stateczności $dc_{mG}/d\alpha^0$.



Wykres 3. Wpływ położenia środka ciężkości bezogonowca na wielkość współczynnika stateczności.

Oba te wykresy razem przedstawiają zależność (11), bo jak odrazu widać:

$$\left(\frac{h}{t_s}\right) = \left(\frac{h}{t_s}\right)_1 + \left(\frac{h}{t_s}\right)_2$$

Zajmijmy się z kolei warunkiem (7), tzn. zastanówmy się kiedy:

$$c_{mG} = O$$

Przyjrzawszy się zależności (6), pozwalającej obliczyć dla różnych kątów natarcia wartość współczynnika c_{mG}, widzimy, że jeden jej człon jest proporcjonalny do kąta zwichrzenia skrzydła $\Delta\alpha$.

Nasuwa się pytanie, czy i przy użyciu jakich profili możliwe jest spełnienie warunku (7) dla skrzydła niezwichrzonego.

Zakładając $\Delta\alpha = O$ zależność (6) przyjmie postać uproszczoną, a przyrównując c_{mG} do zera, otrzymujemy, że:

$$\frac{c_{mA}}{c_{nA}} = \frac{3}{2}\left(\frac{h}{t_s}\right)' \frac{1+\tau}{(1+\tau)^2-\tau} + $$
$$-\frac{1}{2}\left(\frac{a}{t_s}\right)\frac{1+2\tau}{(1+\tau)^2-\tau}$$

Wstawiając do tego wzoru wartość na h/t_s obliczoną z zależności (11), otrzymujemy:

$$\frac{c_{mA}}{c_{nA}} = \zeta - \frac{3}{2}\cdot\frac{57{,}3}{2\pi\,.\,\eta_\Lambda}\left(\frac{dc_{mG}}{d\alpha^0}\right)\cdot\frac{1+\tau}{(1+\tau)^2-\tau}$$

W liniowym zakresie zmienności współczynników:

$$\zeta = \frac{dc_m}{dc_n} = \frac{c_m - c_{mo}}{c_n}$$

a więc:

$$\frac{c_{mA}}{c_{nA}} = \zeta + \frac{c_{moA}}{c_{nA}}$$

Wstawiając tą wartość do poprzedniego wzoru otrzymujemy ciekawą zależność:

$$c_{moA} = -c_{nA}\,\frac{3}{2}\,\frac{57{,}3}{2\pi\,\eta_\Lambda}\left(\frac{dc_{mG}}{d\alpha^0}\right)\cdot\frac{1+\tau}{(1+\tau)^2-\tau} \quad \ldots\ldots \quad (13)$$

która mówi nam, że aby w normalnych warunkach lotu ($c_n > O$) spełnione były oba warunki równowagi dla samego skrzydła, to musi być ono — jeżeli nie stosujemy zwichrzenia — zbudowane na profilach z ujemnym współczynnikiem momentu zerowego c_{mo} to jest na profilach samostatecznych.

Zastanówmy się z kolei nad wpływem zwichrzenia skrzydła na jego moment podłużny.

Rzut oka na zależność (6) mówi nam odrazu, że w normalnych warunkach lotu ($c_n > O$), skrzydło zbudowane na profilach zwyczajnych, lub ze stałym położeniem środka parcia, wtedy tylko może spełnić warunek (7), kiedy posiada zwichrzenie $\Delta\ \alpha$ O.

Poza tym widzimy, że ujemne zwichrzenie skrzydła obniża nam współczynnik c_{mG} o wielkość stałą, proporcjonalną do kąta zwichrzenia, a nie zależną od kąta natarcia.

Obliczmy ile wynosi zmiana współczynnika c_{mG} przypadająca na 1° zwichrzenia i od czego ona zależy.

Z zależności (6) widzimy, że zwichrzając skrzydło o 1° otrzymujemy:

$$\Delta c_{mG} = \frac{2\pi\eta_\Lambda}{57{,}3}\cdot\frac{2}{1+\tau}\cdot\frac{1}{12}\left\{\zeta\left[(1+\tau)^2+2\tau^2\right] + \right.$$
$$\left. +\left(\frac{a}{t_s}\right)(1+3\tau) - 2\left(\frac{h}{t_s}\right)(1+2\tau)\right\}$$

a wstawiając do tej zależności wartość na h/t_s ze wzoru (11) otrzymujemy:

$$\Delta c_{mG} = \frac{2\pi\eta_\Lambda}{18\,.\,57{,}3}\left[\left(\frac{a}{t_s}\right)\frac{(1+\tau)^2+2\tau}{(1+\tau)^2} + \right.$$
$$\left. -\zeta\,\frac{1+3\tau-3\tau^2-\tau^3}{(1+\tau)^2}\right] + \frac{1}{3}\left(\frac{dc_{mG}}{d\alpha^0}\right)\frac{1+2\tau}{1+\tau} \quad (14)$$

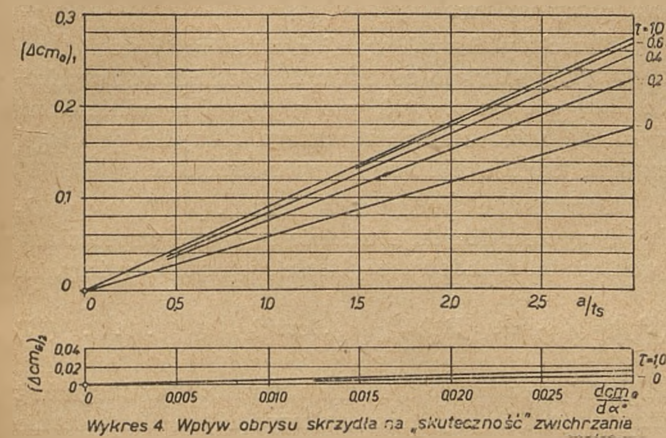
Podobnie jak na wykresie 3, zależność (14) można rozłożyć na dwa człony:

$$(\Delta c_{mG})_1 = f\left(\frac{a}{t_s},\ \tau\right)$$

oraz $$(\Delta c_{mG})_2 = f\left(\frac{dc_{mG}}{d\alpha},\ \tau\right).$$

Oba te człony przedstawione są na wykresie 4, przy czym:

$$\Delta c_{mG} = (\Delta c_{mG})_1 + (\Delta c_{mG})_2$$



Wykres 4. Wpływ obrysu skrzydła na „skuteczność" zwichrzanie

widzimy z tego, że na „skuteczność" zwichrzania skrzydła wpływa przede wszystkim wielkość strzały oraz stosunek cięciwy przy końcu skrzydła do cięciwy w płaszczyźnie symetrii skrzydła. Im strzała skrzydła jest większa, oraz im bardziej stosunek cięciw się zbliża do jedności, tym „skuteczność" zwichrzania jest większa.

Przez cały czas milcząco zakładaliśmy, że zwichrzenie konstrukcyjne jest równocześnie zwichrzeniem efektywnym skrzydła, co miałoby miejsce, gdyby rozkład wyporu wzdłuż rozpiętości skrzydła był eliptyczny.

Najczęściej dla skrzydła o układzie strzały nie udaje się zrealizować wyżej wspomnianego rozkładu wyporu. Jak zobaczymy w części II przy końcach skrzydła w strzałę występuje mniejsze odgięcie strug, niż w partii środkowej i z tego powodu zwichrzenie efektywne skrzydła jest przeważnie mniejsze od zwichrzenia konstrukcyjnego. Wielkość jego można łatwo znaleźć, znając rozkład wyporu wzdłuż rozpiętości skrzydła dla różnych kątów natarcia.

II. MOMENT POPRZECZNY I KIERUNKOWY SKRZYDŁA.

Ponieważ — jak wspomnieliśmy na wstępie — skrzydło może posiadać równocześnie układ V oraz strzałę, wygodnie jest rozpatrywać oddzielnie wpływ tych układów na wielkość jego momentu poprzecznego i kierunkowego.

Będziemy się więc osobno zajmowali momentem skrzydła prostego, osobno zaś przyrostami momentów wywołanymi układem V oraz strzałą.

Oznaczając np. przez c_{lp} współczynnik momentu poprzecznego skrzydła prostego, przez $c_{l\varphi}$ współczynnik dodatkowego momentu porzecznego, wywołanego układem V, oraz przez $c_{l\gamma}$ współczynnik dodatkowego momentu poprzecznego, wywołanego układem w strzałę, to współczynnik całkowitego momentu poprzecznego skrzydła o kształcie złożonym możemy obliczyć w zależności:

$$c_l = c_{lp} + c_{l\varphi} + c_{l\gamma} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (15)$$

Analogicznie otrzymujemy współczynnik całkowitego momentu kierunkowego skrzydła o kształcie złożonym:

$$c_k = c_{kp} + c_{k\varphi} + c_{k\gamma} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (16)$$

A. MOMENT POPRZECZNY SKRZYDŁA.

1. Skrzydło proste.

Na wielkość momentu poprzecznego skrzydła prostego, wykonywującego ślizg, ma wpływ kilka czynników. Należą do nich przede wszystkim:

1. skośne ułożenie swobodnych warkoczy wirowych poza skrzydłem,
2. boczny opływ końców skrzydła,
3. zmniejszenie prostopadłej do osi neutralnej składowej szybkości lotu.

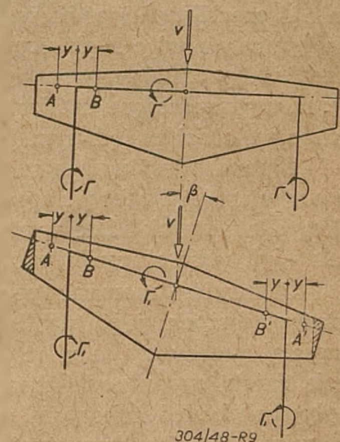
Omówimy po kolei wpływ tych czynników.

Rysunek 9 przedstawia skrzydło proste, poruszające się bez i ze ślizgiem, którego miarą jest kąt ślizgu β. W obu wypadkach wrysowany został jeden z wirów płaszczyzny wirowej o wielkości cyrkulacji Γ oraz Γ_1.

W pierwszym wypadku biegnący do tyłu lewy wir swobodny indukuje w punkcie A składową pionową szybkości powietrza, o wielkości:

$$w = \frac{\Gamma}{4\pi y}$$

w punkcie zaś B indukuje składową szybkości skierowaną do dołu, o takiej samej co poprzednia wielkości. Wpływu prawego wiru swobodnego na szybkości w punktach A oraz B można nie uwzględniać ze względu na dużą stosunkowo jego odległość od tych punktów.



Rys. 9.

W drugim wypadku, to jest w czasie ślizgu, otrzymujemy na podstawie prawa *Biot-Savarta* [1]) w pun-

---

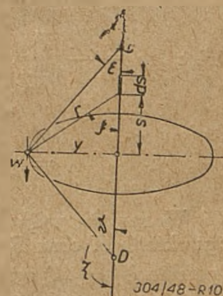
[1]) Prawo *Biot-Savarta* dla wiru o długości DC jak na rys. 10 można napisać w postaci:

$$w = \int_D^C \frac{\Gamma}{4\pi r^2} \sin \xi \, ds$$

ponieważ: $s = y \, ctg \, \xi$;

$$ds = - y \frac{d\xi}{\sin^2 \xi}$$

poza tym: $r = \dfrac{y}{\sin \xi}$



Rys. 10.

(Ciąg dalszy na str. 14).

kcie A składową szybkości powietrza skierowaną do góry, o wielkości:

$$w = \frac{\Gamma_1}{4\pi y}(1 - \sin\beta)$$

w punkcie zaś B otrzymujemy składową szybkości skierowaną do dołu o wielkości:

$$w = \frac{\Gamma_1}{4\pi y}(1 + \sin\beta)$$

Analogicznie na prawym skrzydle otrzymamy w punkcie A' składową szybkości skierowaną do góry, o wielkości:

$$w = \frac{\Gamma_1}{4\pi y}(1 + \sin\beta)$$

w punkcie zaś B' składową szybkości skierowaną do dołu:

$$w = \frac{\Gamma_1}{4\pi y}(1 - \sin\beta)$$

Punkty więc A oraz B, a wraz z nimi i całe wyprzedzające w ślizgu skrzydło doznaje większego odgięcia strug niż skrzydło pozostające w tyle z punktami A' oraz B'. Wypadkowa wyporu całego skrzydła przesuwa się więc z płaszczyzny symetrii w kierunku skrzydła pozostającego w tyle, przechylając tym samym wyprzedzające w ślizgu skrzydło do dołu, a więc przeciwnie niż pożądanym jest w skręcie.

Zjawisko to tłumaczy nam równocześnie wspominany w części I fakt przesuwania wyporu ku końcom skrzydła przy układzie w strzałę, bo w układzie tym jak gdyby oba skrzydła pozostawały w ślizgu w tyle.

Całkowity moment poprzeczny skrzydła, przy niezbyt dużych jego wydłużeniach, ma jednak najczęściej przeciwny, a więc korzystny dla nas kierunek, dzięki czynnikowi drugiemu, to jest bocznemu opływowi końców skrzydła, zakreskowanych na rys. 9. W miarę bowiem wzrastania kąta ślizgu β, zaokrąglona najczęściej, boczna krawędź wyprzedzającego skrzydła przejmuje rolę krawędzi natarcia, podnosząc tym samym wyprzedzające skrzydło do góry, bo wypadkowa wyporu przesunie się bliżej tej „nowej" krawędzi natarcia.

To korzystne działanie końców skrzydła będzie oczywiście tym większe, im większą będzie zakreskowana na rys. 9 powierzchnia końców w stosunku do całkowitej powierzchni skrzydła. Większe więc będzie dla obrysu prostokątnego, a znacznie mniejsze dla eliptycznego. Duże wydłużenia, zmniejszające procentową wielkość omawianych końców, zmniejszają ich korzystny wpływ.

Trzeci z podanych wyżej czynników, tj. zmniejszenie prostopadłej do osi neutralnej składowej szybkości lotu z v na $v.\cos\beta$, nie wpływa zasadniczo na wielkość momentu poprzecznego skrzydła prostego, zmiena jedynie całkowity wypór skrzydła.

Przyjmując bowiem za *A. Betzem* (VIII), że o wielkości wyporu decyduje właśnie ta wyżej wspomniana prostopadła składowa szybkości, otrzymalibyśmy, że

$$(P_z)_{\beta \neq O} = (P_z)_{\beta = O} \cdot \cos^2\beta \quad . \; . \; . \quad (17)$$

zakładając oczywiście, że nie zmienił się w ślizgu kąt natarcia α i że wydłużene skrzydła jest dostatecznie duże.

Dla małych bowiem wydłużeń, skrzydło ustawia się w ślizgu swoją przekątną prostopadle do kierunku ruchu, powiększając tym samym swoje „efektywne" wydłużenie, a wraz z nim i współczynnik wyporu dla danego kąta natarcia. Dla małych wydłużeń wpływ ten jest silny i według (VII) dla wydłużeń $\Lambda \approx 5$ można przyjąć, że wypór P_z zmienia się w ślizgu pośrednio pomiędzy $P_z \cos^2\beta$, a $P_z \cos\beta$. Dla wydłużeń zaś $\Lambda \approx 1$ wypór zmienia się z cosinusem kąta β.

Weissinger (II), wychodząc z równań *Prandtla*, pozwalających na określenie rozkładu cyrkulacji na prostym skrzydle, uwzględniając wszystkie wyżej wspomniane czynniki, wyprowadził zależności, pozwalające obliczyć rozkład wyporu na prostym skrzydle w ślizgu, a z rozkładu wyporu obliczyć moment poprzeczny skrzydła.

Dla skrzydła o obrysie trapezowym wzór na wartość współczynnika momentu poprzecznego przyjął postać:

$$c_{lp} = \left[\frac{2k_p}{\Lambda} \cdot \frac{1 + 0{,}29\left(\frac{1}{\tau} - 1\right)}{\frac{1}{\tau} + 1} + \right.$$

$$\left. - 0{,}10 \right| \hat{\beta} \cdot c_z + c_{lo} \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (18)$$

gdzie: Λ jest wydłużeniem skrzydła
τ jest stosunkiem cięciwy końcowej do środkowej skrzydła
$\hat{\beta}$ jest kątem ślizgu mierzonym w radianach
c_{lo} jest współczynnikiem momentu poprzecznego skrzydła dla kąta wyporu zerowego, tzn. gdy $c_z = O$
k_p jest współczynnikiem korygującym, wahającym się w granicach 1 ... 1,5, a wynoszącym wg (III) dla skrzydła prostokątnego $k_p = 1{,}2$.

---

a więc $w = -\frac{\Gamma}{4\pi y}\int_{\xi=\zeta}^{\xi=\varepsilon} \sin\xi \, d\xi = \frac{\Gamma}{4\pi y}(\cos\varepsilon - \cos\zeta) =$

$$= \frac{\Gamma}{4\pi y}(\cos\varepsilon + \cos\vartheta)$$

W naszym wypadku
w punktach A oraz B' $\vartheta = O$, $\varepsilon = 90 + \beta$
w punktach zaś A' oraz B: $\vartheta = O$, $\varepsilon = 90 - \beta$

Po wstawieniu tych wartości do wyżej wyprowadzonej zależności otrzymuje się wielkości składowych szybkości, przytaczane w tekście.

Wzór (18) jest ważny jedynie w zakresie poniżej krytycznego kąta natarcia. Widzimy z niego, że moment poprzeczny skrzydła jest proporcjonalny do kąta ślizgu oraz współczynnika wyporu, oraz, że maleje z rosnącym wydłużeniem skrzydła i malejącym stosunkiem cięciw t_k/t_s, stając się dla pewnego wydłużenia równym zero, a powyżej tego wydłużenia ujemnym. Ten wpływ wydłużenia tłumaczy się — jak już wspominaliśmy—skośnym opływem końców skrzydła.

Co do wielkości współczynnika c_{l_0}, to *Weissinger* podaje jedynie wzór, dla skrzydła o obrysie prostokątnym i linii szkieletowej profilu w kształcie łuku koła:

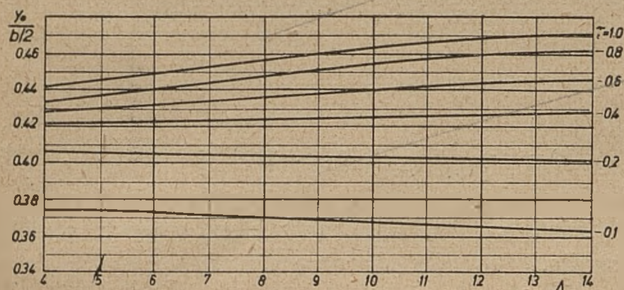
$$c_{l_0} = -\frac{2\pi}{\Lambda} \cdot \left(\frac{y_0}{b/2}\right) \cdot (f/t) \cdot \bar{\beta} \qquad (19)$$

gdzie: f/t jest procentową strzałką linii szkieletowej profilu,

$\frac{y_0}{b/2}$ jest stosunkiem odległości środka wyporu jednego skrzydła od jego płaszczyzny symetrii, do połowy rozpiętości.

Z braku innych danych używa się wyżej podanej zależności i dla skrzydeł o obrysie trapezowym.

Dla ułatwienia obliczeń, wartości $\frac{y_0}{b/2}$ podane są wg (II) na wykresie 5, dla różnych obrysów i wydłużeń skrzydła.



Wykres 5 Położenie środka wyporu na skrzydle w zależności od obrysu i wydłużenia 304/48-W5

Dla profili samostatecznych, które posiadają linię szkieletową w kształcie litery *S*, wygodnie jest obliczyć „zastępczą" wartość strzałki *f*, tj. strzałkę profilu o łukowej linii szkieletowej, posiadającego taki sam współczynnik c_{mo} jak dany profil.

Wiemy, że przy ruchu potencjalnym:

$$c_m = \frac{\pi}{2}(\hat{\alpha} + 4 f/t), \text{ skąd } (f/t)_{zast} = \frac{c_{mo}}{2\pi} \qquad (20)$$

2. Skrzydło o układzie V.

Jeżeli skrzydło o układzie *V* zaczyna wykonywać ślizg, którego miarą jest kąt β, to kąt natarcia wyprzedzającego skrzydła wzrasta w przybliżeniu o $\bar{\sigma} = tg\,\varphi \cdot sin\,\beta$, gdzie φ jest kątem układu *V* jak na rys. 5. O taką samą wielkość maleje kąt natarcia pozostającego w tyle skrzydła.

Na wyprzedzającym więc skrzydle wypór powiększa się o wielkość:

$$\Delta P_z = \frac{1}{2} \frac{\partial P_z}{\partial \alpha} \cdot \sigma$$

na pozostającym zaś w tyle o taką samą wielkość maleje.

Ponieważ wzajemna odległość środków wyporu obu skrzydeł wynosi według naszego poprzedniego znakowania $2y_0$ (wykres 5), moment poprzeczny skrzydła względem punktu *N* na rys. 14, wywołany układem *V* w ślizgu, wyniesie:

$$L\varphi \approx 2y_0 \frac{1}{2} \frac{\partial P_z}{\partial \alpha} \cdot \sigma = y_0 \frac{\partial P_z}{\partial \alpha} tg\,\varphi\,sin\beta$$

a jego współczynnik:

$$c_{l\varphi} = \frac{y_0}{b/2} \cdot \frac{\partial c_z}{\partial \alpha} \cdot tg\,\varphi\,sin\,\beta \qquad (21)$$

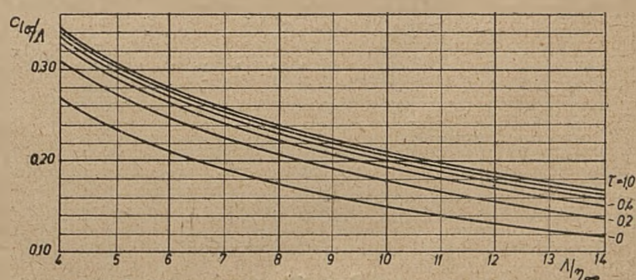
Porównanie tego wzoru z wynikami pomiarów [(II) oraz (VII)] wykazało konieczność wprowadzenia do niego współczynnika korygującego $k\varphi \sim 0{,}8$ i ostatecznie dla małych kątów φ oraz β zależność (21) przyjmie postać:

$$c_{l\varphi} \approx 0{,}8 \frac{y_0}{b/2} \frac{\partial c_z}{\partial \alpha} \bar{\varphi}\bar{\beta} \qquad (21a)$$

Weissinger podał wzory wyprowadzone dokładniejszą metodą, pozwalające na obliczenie współczynników momentu poprzecznego skrzydeł o różnych obrysach. Dla skrzydła o obrysie trapezowym:

$$c_{l\varphi} = c_{l\sigma} \cdot \bar{\varphi} \cdot \bar{\beta} \qquad (22)$$

przy czym wartość $c_{l\sigma}$ podał w postaci wykresu 6, wg (II).



Wykres 6. Wpływ układu skrzydła V na moment poprzeczny. 304/48-W6

Do zależności (22) należy również wprowadzić — jak wykazały pomiary — korygujący współczynnik doświadczalny o wartości $k\varphi \approx 0{,}9$ tak, że ostatecznie:

$$c_{l\varphi} \approx 0{,}9\, c_{l\sigma} \cdot \bar{\varphi} \cdot \bar{\beta} \qquad (22a)$$

Dla skrzydła „załamanego", jak np. na rys. 11, współczynnik momentu poprzecznego można obliczyć z zależności (21 a) lub (22 a), wprowadzając do nich zastępczą wartość kąta φ, którą w przybliżeniu można obliczyć następująco:

Oznaczając przez S_1 powierzchnię obu skrzydeł o kącie układu φ_1, przez S_2 powierzchnię obu skrzydeł o kącie układu φ_2, otrzymujemy w czasie ślizgu, analogicznie jak poprzednio, zmiany wyporu na poszczególnych powierzchniach:

$$\Delta P_{z1} = \pm \left(\frac{S_1}{2S} \right) \cdot \frac{\partial P_z}{\partial \alpha} \cdot \widehat{\beta} \cdot \widehat{\varphi_1}$$

$$\Delta P_{z2} = \pm \left(\frac{S_2}{2S} \right) \frac{\partial P_z}{\partial \alpha} \widehat{\beta} \; \widehat{\varphi_2}$$

Przyjmując dla uproszczenia, że te zmiany wyporu działają w połowach rozpiętości poszczególnych powierzchni skrzydła, otrzymujemy, że całkowity moment poprzeczny skrzydła wynosi:

$$L\varphi \approx 2 \, \Delta P_{z_1} \frac{y_1}{2} + 2 \, \Delta P_{z2} \left(y_1 + \frac{y_2}{2} \right) =$$

$$= \frac{\partial P_z}{\partial \alpha} \cdot \beta \left[\frac{S_1}{2S} \cdot y_1 \cdot \varphi_1 + \frac{S_2}{2S} \left(\frac{b}{2} + y_1 \right) \cdot \varphi_2 \right]$$

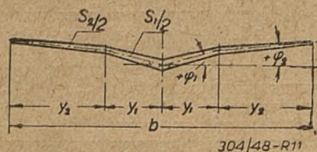
Taki sam moment poprzeczny możemy otrzymać przy jakimś zastępczym kącie układu V, przyjmując — jak poprzednio — że przyrosty wyporu działają w połowie rozpiętości jednego skrzydła:

$$L\varphi \approx 2 \, \frac{1}{2} \frac{\partial P_z}{\partial \alpha} \cdot \widehat{\beta} \cdot \widehat{\varphi}_{zast} \frac{b}{4} =$$

$$= \frac{\partial P_z}{\partial \alpha} \cdot \widehat{\beta} \cdot \frac{b}{4} \cdot \widehat{\varphi}_{zast}$$

Porównując oba te wzory ze sobą otrzymujemy, że:

$$\varphi_{zast} = \frac{S_1}{S} \frac{y_1}{b/2} \varphi_1 + \frac{S_2}{S} \left(1 + \frac{y_1}{b/2} \right) \varphi_2 \quad \ldots\ldots\ldots \quad (23)$$

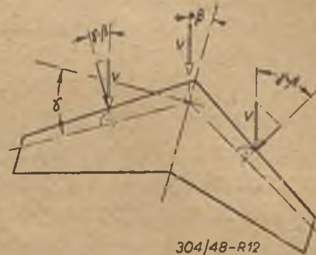


Rys. 11.

3. Skrzydło o układzie strzały.

Dla skrzydła w strzałę, której miarą jest kąt strzały γ, jak na rys. 12, „efektywny" kąt ślizgu skrzydła wyprzedzającego wynosi $\gamma - \beta$, pozostającego zaś w tyle $\gamma + \beta$.

Gdybyśmy mieli do czynienia ze skrzydłem prostym, nie wykonującym ślizgu, to wypór jego wynosiłby P_z. Dla skrzydła o układzie strzały, wykonującego ślizg, możemy zastosować zależność (17) i otrzymamy przy naszych założeniach, że wypór wyprzedzającego skrzydła będzie wynosił:



Rys. 12.

$$\frac{1}{2} P_z \cos^2 (\gamma - \beta) \quad \ldots \quad (24a)$$

wypór zaś skrzydła pozostającego w tyle będzie wynosił:

$$\frac{1}{2} P_z \cos^2 (\gamma + \beta) \quad \ldots \quad (24b)$$

Jeżeli oznaczymy jak poprzednio odległość środków wyporu obu skrzydeł od płaszczyzny symetrii przez y_0, to moment poprzeczny wywołany układem skrzydła w strzałę, będzie wynosił:

$$L\gamma = y_0 \frac{1}{2} \cdot P_z \left[\cos^2 (\gamma - \beta) - \cos^2 (\gamma + \beta) \right] =$$

$$= \frac{y_0}{2} P_z \sin 2\gamma \cdot \sin 2\beta$$

a jego współczynnik:

$$c_{l\gamma} = \frac{1}{2} \frac{y_0}{b/2} \cdot c_z \cdot \sin 2\gamma \cdot \sin 2\beta \quad . \quad (25)$$

przy czym c_z jest współczynnikiem wyporu profilu skrzydła.

Założenie *Betza* — jak wspominaliśmy omawiając zależność (17) — nie jest zupełnie ścisłe dla normalnie stosowanych wydłużeń, a w wypadku skrzydła o układzie strzały, dochodzi jeszcze dodatkowe oddziaływanie na siebie obu skrzydeł, tak, że zależność (25) określa raczej górną granicę współczynnika $c_{l\gamma}$.

Dolną granicę wartości tego współczynnika otrzymamy przyjąwszy, że wypór na obu skrzydłach zmienia się z cosinusem „efektywnych" kątów ślizgu, a nie z ich kwadratem i wtedy moment:

$$L\gamma = y_0 \frac{1}{2} P_z \left[\cos (\gamma - \beta) - \cos (\gamma + \beta) \right] =$$

$$= y_0 \, c_z \cdot \sin \gamma \cdot \sin\beta$$

a jego współczynnik:

$$c_l = \frac{y_0}{b/2} \cdot c_z \cdot \sin\gamma \cdot \sin\beta \quad . \quad . \quad (26)$$

Jeżeli ograniczymy się do małych kątów γ oraz β, to zależność (25) oraz (26) można uprościć do postaci:

$$c_l \approx k\gamma \frac{y_0}{b/2} \cdot c_z \, \widehat{\gamma} \cdot \widehat{\beta} \quad \ldots \quad (27)$$

gdzie współczynnik korygujący k_γ może się wahać w granicach 1 ... 2, a jak wykazały pomiary [(II) oraz (VII)], wynosi $k\gamma \approx 1{,}3$ tak, że można przyjąć ostatecznie:

$$c_{l\gamma} \approx 1{,}3 \frac{y_0}{b/2} \cdot c_z \cdot \widehat{\gamma} \cdot \widehat{\beta} \quad \ldots \quad (27a)$$

Co prawda wartości $\frac{y_0}{b/2}$ podane na wykresie 5 ścisłe są jedynie dla skrzydeł bez strzały, bo — jak już wspominaliśmy — od kąta strzały zależy rozkład wyporu wzdłuż rozpiętości, a więc i wartość y_0. Nieścisłość ta jest jednak mała w porównaniu ze zgruba przyjętym współczynnikiem $k\gamma$ i dla zależności (27) możemy również używać wykresu 5.

Ostatnio pojawił się wzór [patrz (I)], częściowo sprawdzony doświadczalnie, o kształcie podobnym do wyprowadzonego powyżej:

$$c_\gamma = k_\gamma \cdot c_z \cdot tg\gamma \cdot \widehat{\beta} \quad \ldots \quad (28)$$

przy czym współczynnik k_γ dla trapezowego obrysu skrzydła podany był przy pomocy wykresu 7.



Wykres 7. Wpływ układu skrzydła w strzałę na moment poprzeczny.

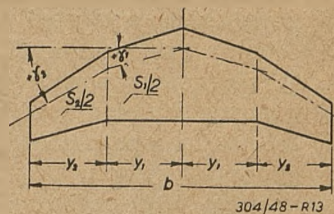
Dla skrzydła ze strzałą ujemną tzn. dla skrzydła którego końce wysunięte są do przodu, efektywny kąt ślizgu skrzydła wyprzedzającego wynosi γ + β, pozostającego zaś w tle γ — β, a więc odwrotnie jak dla strzały normalnej.

Jak łatwo można wykazać ujemna strzała daje ujemny, a więc destabilizujący moment poprzeczny, o takiej samej bezwzględnej wartości jak strzała normalna, przy tym samym oczywiście kącie strzały i ślizgu.

Dla skrzydła o strzale złożonej, jak np. na rys. 13 wystarczy wprowadzić do zależności (27 a) lub (28) zastępczą wartość kąta strzały, którą możemy obliczyć z zależności:

$$\gamma_{zast} = \frac{S_1}{S} \frac{y_1}{b/2} \cdot \gamma_1 + \frac{S_2}{S} \left(1 + \frac{y_1}{y/b}\right) \cdot \gamma_2 \quad (29)$$

Zależność tą otrzymano rozumując podobnie jak przy wyprowadzeniu zależności (23). Oznaczenia zrozumiałe są z rys. 13.



Rys. 13.

Jak widzimy wszystkie wyprowadzone przez nas zależności ważne są zarówno dla strzały normalnej jak i ujemnej, wystarczy wprowadzić do nich jedynie kąt strzały γ z odpowiednim znakiem.

Z zależności (24 a) oraz (24 b) widzimy, że współczynnik wyporu skrzydła o układzie strzały, jest mniejszy dla tego samego kąta natarcia od współczynnika wyporu samego profilu, bo wynosi:

$$\hat{c}_z \approx c_z \cdot cos^2\gamma \cdot cos^2\beta$$

Wprowadzając tę wartość do zależności (25) otrzymujemy:

$$c_{l\gamma} \approx 2 \frac{y_0}{b/2} \cdot \hat{c}_z \cdot tg\gamma \cdot tg\beta \quad \ldots \quad (25a)$$

a więc nie różniącą się dla małych kątów od zależności (25).

B. MOMENT KIERUNKOWY SKRZYDŁA.

Tak jak poprzednio omówimy po kolei moment skrzydła prostego, oraz dodatkowe momenty wywołane układem skrzydła *V* oraz strzałą.

1. Skrzydło proste.

Te same czynniki, które decydowały o wielkości momentu poprzecznego skrzydła prostego, decydują również o wielkości momentu kierunkowego.

Dla skrzydła prostego o obrysie trapezowym *Weissinger* podaje wzór na wielkość współczynnika momentu kierunkowego względem punktu neutralnego, w postaci:

$$c_{kp} = \left[\frac{2k_p}{\Lambda} \cdot \frac{1 + 0{,}29\left(\frac{1}{\tau} - 1\right)}{\frac{1}{\tau} + 1} + 0{,}02 \frac{\Lambda\left(1 + \sqrt{1/\tau}\right)}{\Lambda + 2} - 0{,}10 \right] \frac{1}{\partial c_z / \partial \alpha} \widehat{\beta} \cdot c_z^2 + c_{ko} \quad \ldots \quad (30)$$

gdzie oprócz używanych już uprzednio oznaczeń:

k_p jest współczynnikiem korygującym wynoszącym około 1,2 wg (III),

c_{ko} jest współczynnikiem mometnu kierunkowego dla kąta wyporu zerowego, którego wielkość nie została do tej pory obliczona na drodze teoretycznej.

Z wyżej podanej zależności (30) widzimy, że moment kierunkowy skrzydła prostego rośnie z kątem ślizgu i kwadratem współczynnika wyporu i w zakresie niewielkich wydłużeń skrzydła, ustatecznia je kierunkowo względem osi *Z*.

W poglądowy sposób można wytłumaczyć ten ustateczniający wpływ następująco:

Jak wiemy z poprzednich rozważań, koniec skrzydła wyprzedzającego w ślizgu, znajduje się w obszarze dodatkiwego odgięcia strug. Wektor wyporu przechyla się więc tam nieco ku tyłowi, dając tym samym dodatkową składową oporu. Analogicznie wektor wyporu skrzydła pozostający w tyle, gdzie odgięcie strug zmniejsza się, pochyla się nieco do przodu, zmniejszając tym samym opór. Te różnice oporu działają właśnie ustateczniająco.

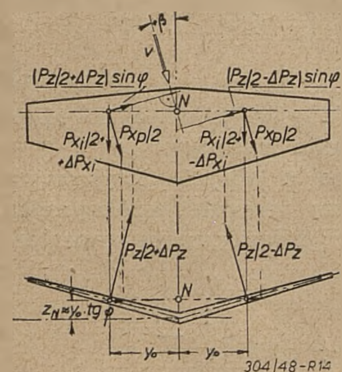
Pomiary laboratoryjne potwierdziły zasadniczo wyżej podaną zależność, a poza tym pozwalają przyjąć wartość współczynnika momentu zerowego:

$$c_{ko} \approx 0{,}01\ \beta \quad . \ . \ . \ . \ . \ . \ . \ . \quad (31)$$

Potwierdziły one również łatwy do spostrzeżenia wynik zależności (30), a mianowicie, że dla każdego obrysu skrzydła istnieje „krytyczne“ wydłużenie, powyżej którego moment kierunkowy staje się ujemnym i zaczyna działać destabilizująco.

2. Skrzydło o układzie V.

Przez jakiś czas sądzono, że układ skrzydła *V* ustatecznia je zarówno poprzecznie jak i kierunkowo, bo wyprzedzające w ślizgu skrzydło, z powodu większego jego kąta natarcia (str. 16) ma większy wypór, a więc i opór, który powinien ustateczniać skrzydło.



Rys. 14.

Pomiary dały jednak wynik wprost przeciwny. Układ skrzydła *V* działa najczęściej kierunkowo destabilizująco.

O wielkości bowiem momentu kierunkowego decyduje nie tylko rozkład oporu wzdłuż rozpiętości skrzydła, ale również kierunek i wielkość wektorów wyporu.

Przypatrzywszy się rys. 14, widzimy wyraźnie, że rzuty wektorów obu skrzydeł na płaszczyznę *XY* równe są w przybliżeniu:

$$(P_z/2 + \Delta P_z)\ sin\varphi$$

oraz

$$(P_z/2 - \Delta P_z)\ sin\varphi$$

przy czym φ jest kątem układu *V*, a $P\Delta_z$ jest zmianą wyporu na obu skrzydłach, wywołaną układem *V* w ślizgu i dają moment kierunkowy, usiłujący powiększyć kąt ślizgu β, a więc działający kierunkowo destabilizująco.

Jeżeli przyjmiemy, że wypór działa na skrzydła w odległości y_0 od płaszczyzny symetrii, to moment ten wynosi:

$$k\varphi_1 = -\left[\left(\frac{P_z}{2} + \Delta P_z\right) + \left(\frac{P_z}{2} - \Delta P_z\right)\right] sin\varphi\ .\ y_0\ .\ sin\beta = - P_z\ .\ y_0\ .\ sin\varphi\ .\ sin\beta$$

a jego współczynnik:

$$c_{k\varphi_1} = - c_z \frac{y_0}{b/2} .\ sin\varphi\ sin\beta \quad . \ . \quad (32)$$

Jak wspominaliśmy jednak, skrzydło wyprzedzające w ślizgu posiada większy opór od skrzydła pozostającego w tyle i te różnice oporu dają pewien moment ustatecznający go kierunkowo.

Z dostateczną dla naszych celów dokładnością możemy przyjąć, że opór profilowy, równoległy do kierunku ruchu, pozostaje w ślizgu zawsze taki sam dla obu skrzydeł, a zmienia się jedynie ich opór indukowany, prostopadły do osi neutralnej skrzydła.

Współczynniki oporu indukowanego obu skrzydeł możemy łatwo obliczyć i wynoszą one:
dla skrzydła wyprzedzającego:

$$c_{xi} = \frac{(c_z + \Delta c_z)^2}{\pi\Lambda} = \frac{1}{\pi\Lambda}(c_z^2 + \Delta c_z^2 + 2c_z\ \Delta c_z)$$

oraz dla skrzydła pozostającego w tyle:

$$c_{xi} = \frac{(c_z - \Delta c_z)^2}{\pi\Lambda} = \frac{1}{\pi\Lambda}(c_z^2 + \Delta c_z^2 - 2c_z\ \Delta_z)$$

Różnice więc współczynników oporu indukowanego skrzydeł wynoszą:

$$\Delta c_{xi} = \pm \frac{2}{\pi\Lambda} c_z\ \Delta c_z$$

a różnice oporu indukowanego:

$$P_{xi} = \pm \frac{2}{\pi\Lambda} c_z\ \Delta\ c_z\ \frac{S}{2}\ q$$

Siły te działając we wzajemnej odległości $2y_0$ dają moment:

$$K\varphi_2 = \frac{c_z}{\pi\Lambda}\ \Delta\ c_z\ \ S\ q\ 2y_0$$

Zmianę współczynnika wyporu skrzydeł o układzie *V* w ślizgu, obliczyliśmy już wyprowadzając zależność (21) i wynosi ona:

$$\Delta\ c_z = \frac{\partial c_z}{\partial \alpha}\ tg\varphi\ sin\beta$$

Wprowadzając ją do wyżej otrzymanej zależności na moment, dostajemy:

$$K_{\varphi_2} = \frac{2}{\pi\Lambda} y_0 \frac{\partial c_z}{\partial \alpha} P_z \ tg\varphi \ sin\beta$$

oraz jego współczynnik:

$$c_{k\varphi_2} = \frac{2}{\pi\Lambda} \frac{y_0}{b/2} \frac{\partial c_z}{\partial \alpha} tg\varphi \ . \ sin\beta \ . \ c_z \qquad (33)$$

Całkowity więc moment kierunkowy skrzydła, wywołany układem V w ślizgu, będzie wynosił:

$$c_{k\varphi} = c_{k\varphi_1} + c_{k\varphi_2} =$$

$$= \frac{y_0}{b/2} c_z \left(\frac{2 \, \partial c_z / \partial \alpha}{\pi\Lambda} \ . \ tg\varphi - sin\varphi \right) sin\beta \qquad (34)$$

a jeżeli ograniczymy się do małych kątów:

$$c_{k\varphi} = \frac{y_0}{b/2} \left(\frac{2 \, \partial c_z / \partial \alpha}{\pi\Lambda} - 1 \right) c_z \ . \ \widehat{\varphi} \ . \ \widehat{\beta} \qquad (34a)$$

Dla obrysu eliptycznego udało się *Weissingerowi* (II) otrzymać stosunkowo prosty wzór na wielkość współczynnika momentu kierunkowego układu V w ślizgu, a mianowicie:

$$c_{k\varphi} = -\frac{4}{3\pi} \cdot \frac{\Lambda - 2\eta\infty}{\Lambda + 4\eta\infty} c_z \ . \ \widehat{\varphi} \ . \ \widehat{\beta} \qquad (35)$$

Ponieważ współczynniki $c_k \varphi$ są najczęściej bardzo małe, krytyczne sprawdzenie wyżej podanych zależności z wynikami pomiarów napotyka na duże trudności.

Dla skrzydła „załamanego“ jak na rys. 11, do zależności (24 a) można wprowadzić zastępczą wartość kąta układu V na podstawie zależności (23).

3. Skrzydło o układzie strzały.

Już w początkach lotnictwa zrobiono spostrzeżenie, że układ skrzydła w strzałę wpływa wyraźnie ustateczniająco kierunkowo, ale nie umiano ująć tego zjawiska cyfrowo.

To ustateczniające działanie wywołuje różnica oporu obu skrzydeł w ślizgu i to zarówno różnica oporu indukowanego, jak i profilowego.

Omówmy je kolejno.

Z zależności (24 a) oraz (24 b) otrzymujemy różnice wyporu obu skrzydeł w ślizgu, które są równe:

$$\Delta P_z = \pm 2 P_z \ cos\gamma \ . \ cos\beta \ . \ sin\gamma \ . \ sin\beta$$

skąd otrzymujemy różnice współczynników wyporu skrzydeł:

$$\Delta c_z = \pm 2 \ c_z \ cos\gamma \ . \ cos\beta \ . \ sin\gamma \ . \ sin\beta$$

Wyprowadzając zależność (33) otrzymaliśmy, że różnice współczynników wyporu, wywołują różnice oporów indukowanych:

$$\Delta P_{xi} = \pm \frac{c_z}{\pi\Lambda} \Delta c_z \ . \ s \ . \ q$$

a więc w naszym wypadku:

$$\Delta P_{xi} = + \frac{2 c_z^2}{\pi\Lambda} . \ cos \ \gamma \ . \ cos\beta \ . \ sin\gamma \ . \ sin\beta \ . \ S \ . \ q$$

Te różnice oporu indukowanego, działając w odległościach y_0 od punktu neutralnego skrzydła jak np. na rys. 15, dają moment kierunkowy o wielkości:

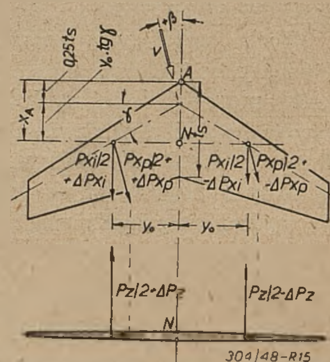
$$K\gamma_1 = y_0 \frac{c_z^2}{\pi\Lambda} . \ sin \ 2\gamma \ . \ sin \ 2\beta$$

którego współczynnik wynosi:

$$c_{k\gamma_1} = \frac{y_0}{b/2} \cdot \frac{c_z^2}{\pi\Lambda} \ sin \ 2\gamma \ . \ sin \ 2\beta \qquad (36)$$

Zajmijmy się z kolei oporem profilowym. Jak wiadomo z systematyki profili, opór profilowy rośnie ze wzrostem grubości profilu oraz ze wzrostem strzałki jego linii szkieletowej.

Ponieważ w czasie ślizgu skrzydła o układzie strzały „efektywna“ (tzn. mierzona równolegle do kierunku ruchu) grubość profilu i strzałka linii szkieletowej dla skrzydła wyprzedzającego rośnie, dla pozostającego zaś w tyle maleje, otrzymujemy różnicę oporu profilowego obu skrzydeł, dającą również ustateczniający moment kierunkowy skrzydła.



Rys. 15.

Ponieważ „efektywna“ cięciwa, a więc grubość i strzałka linii szkieletowej profilu zmienia się z cosinusem „efektywnego“ kąta ślizgu, co najwyraźniej widać na skrzydle prostym o obrysie prostokątnym, możemy przyjąć — z dostateczną dla naszych celów dokładnością — że opór profilowy skrzydeł będzie się zmieniał z cosinusem efektywnych kątów ślizgu. Będzie więc wynosił dla skrzydła wyprzedzającego:

$$\approx \frac{1}{2} P_{xp} \ . \ cos \ (\gamma - \beta)$$

dla pozostającego zaś w tyle:

$$\approx \frac{1}{2} P_{xp} \ cos \ (\gamma + \beta)$$

Otrzymujemy stąd różnice oporu profilowego obu skrzydeł, wynoszące:

$$\Delta P_{xp} = \pm \frac{1}{2} P_{xp} \sin\gamma \, . \sin\beta$$

Ponieważ działają one we wzajemnej odległości $2y_0 \cos\beta$, dają moment kierunkowy o wielkości:

$$K\gamma_2 = P_{xp} \cdot y_0 \, . \sin\gamma \, . \frac{\sin 2\beta}{2}$$

którego współczynnik wynosi:

$$c_{k\gamma_2} = \frac{y_0}{b/2} \, . \, c_{xp} \, . \sin\gamma \, . \frac{\sin 2\beta}{2} \quad . \; . \; (37)$$

Współczynnik więc całkowitego momentu kierunkowego wywołanego układem skrzydła w strzałę, wynosi:

$$c_{k\gamma} = c_{k\gamma_1} + c_{k\gamma_2} =$$

$$= \frac{y_0}{b/2} \left[\frac{c_z^{\,2}}{\pi \Lambda} \, . \sin 2\gamma + \frac{c_{xp}}{2} \sin\gamma \right] \sin 2\beta \quad (38)$$

którą to zależność możemy uprościć dla małych kątów γ oraz β do postaci:

$$c_{k\gamma} \approx \frac{y_0}{b/2} \left[\frac{4c_z^{\,2}}{\pi \Lambda} + c_{xp} \right] \hat{\gamma} \cdot \hat{\beta} \quad . \; . \; (38a)$$

Wyniki pomiarów potwierdzają zasadniczo wyżej podaną zależność.

Chcąc wyznaczyć położenie punktu neutralnego N, względem którego obliczyliśmy współczynnik momentu, możemy dla małych kątów strzały posłużyć się używanym już wielokrotnie wykresem 5, bo jak widzimy z rys. 15 odległość punktu neutralnego od krawędzi natarcia profilu w płaszczyźnie symetrii skrzydła, wynosi w przybliżeniu:

$$x_A \approx 0{,}25\, t_s + y_0 \, tg\,\gamma \quad . \; . \; . \; . \; . \; (39)$$

Wszystko cośmy powiedzieli o strzale ujemnej i złożonej, omawiając moment poprzeczny, można zastosować i do momentu kierunkowego.

Dla obliczenia więc momentu kierunkowego skrzydła o strzale złożonej, możemy użyć zależności (38a) wprowadzając do niej zastępczą wartość kąta strzały z zależności (29).

Dla skrzydła ze strzałą do przodu, wprowadzając — tak jak poprzednio — do wprowadzonych zależności kąt γ ze znakiem ujemnym, otrzymujemy, co łatwo można było przewidzieć, destabilizujące jej działanie.

III. PRZELICZENIE MOMENTÓW NA GŁÓWNE OSIE BEZWŁADNOŚCI.

Jak wspominaliśmy na wstępie, główne osie bezwładności przechodzą przez środek ciężkości płatowca G i są w przybliżeniu równoległe do osi T, N, Y, pokazanych na rys. 1.

W II części naszych rozważań momenty były obliczane względem osi przechodzących przez punkt neutralny skrzydła i równoległych do X, Y, Z.

Układ współrzędnych, utworzony przez główne osie bezwładności ma więc inny początek niż układ w naszych rozważaniach i jest względem niego obrócony w płaszczyźnie symetrii, o kąt równy w przybliżeniu kątowi natarcia α.

Przeliczanie momentów z osi obliczeniowych na główne osie bezwładności najwygodniej jest przeprowadzić w dwóch etapach. Wpierw przelicza się momenty na osie przechodzące przez środek ciężkości płatowca, ale równoległe do osi obliczeniowych, a następnie przelicza się te nowe momenty na główne osie bezwładności, tj. na układ współrzędnych, obrócony dookoła osi Y względem wyżej użytego układu pomocniczego o kąt α.

Wzory przy tym używane są ogólnie znane i podamy je tutaj w gotowej postaci.

Jeżeli oznaczymy odległość środka ciężkości płatowca G od punktu neutralnego skrzydła N równolegle do cięciwy skrzydła przez t_G, a prostopadle do cięciwy przez n_G (dając t_G oraz n_G wartości dodatnie gdy G leży poza i pod N), to wzajemna odległość osi przechodzących przez G oraz N, a równoległych do osi Z, wynosi:

$$X_G = t_G \cos\alpha - n_G \sin\alpha$$

równoległych zaś do osi X, wynosi: . . . . (40)

$$Z_G = t_G \sin\alpha + n_G \cos\alpha$$

Oznaczając jeszcze:

c_l oraz c_k współczynniki momentów względem osi obliczeniowych;

c'_l oraz c'_k współczynniki momentów względem osi pomocniczego układu współrzędnych;

c_{lG} oraz c_{kG} współczynniki momentów względem głównych osi bezwładności;

c_y współczynnik siły poprzecznej, działającej wzdłuż osi skrzydła Y,

możemy od razu napisać ich wzajemne zależności:

$$c_l{}' = c_l - \frac{Z_G}{b/2} \, c_y \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; (41)$$

$$c_k{}' = c_k + \frac{X_G}{b/2} \, . \, c_y \quad . \; . \; . \; . \; (42)$$

oraz:

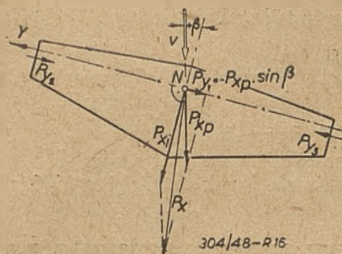
$$c_{lG} = c_l{}' \cos\alpha + c_k{}' \sin\alpha \quad . \; . \; . \; (43)$$

$$c_{kG} = c_k{}' \cos\alpha - c_l{}' \sin\alpha \quad . \; . \; . \; (44)$$

Z ostatniej zależności widzimy, że skrzydło stateczne kierunkowo względem osi obliczeniowych, może być dla większych kątów natarcia niestateczne względem głównych osi bezwładności. Wspominaliśmy już o tym na samym wstępie.

Specjalnego omówienia wymaga siła poprzeczna skrzydła P_y.

Przyjrzawszy się rys. 16 widzimy, że opór skrzydła prostego w ślizgu posiada dwie składowe, a mianowicie:



Rys. 16.

a) opór profilowy P_{xp}, równoległy do kierunku ruchu, oraz

b) opór indukowany P_{xi}, prostopadły do osi skrzydła Y.

Opór profilowy można rozłożyć na dwie składowe, z których jedna, równoległa do osi Y, daje część szukanej przez nas siły poprzecznej P_{y_1}, równej:

$$P_{y1} = -P_{xp} \cdot \sin\beta$$

Ale oprócz tej siły na skrzydło proste działa jeszcze w ślizgu siła poprzeczna P_{y_2}, pochodząca od opływu bocznych krawędzi skrzydła. Siła ta występuje szczególnie wyraźnie u tępo zakończonych skrzydeł o obrysie prostokątnym. Wielkość jej zależy przede wszystkim od wielkości cięciwy i grubości profilu na końcu skrzydła i możemy przyjąć na podstawie pomiarów, z dostateczną dla naszych celów dokładnością, że wynosi ona wtedy:

$$P_{y_2} = 3\,P_{y_1} = -3\,P_{xp}\,\sin\beta$$

Dla skrzydeł zaś o obrysie trapezowym i zaokrąglonych końcach, bez płaskich bocznych powierzchni, które to skrzydła najczęściej spotykamy w praktyce, siła ta jest dużo mniejsza i wynosi w przybliżeniu:

$$P_{y_2} = P_{y_1} = -P_{xp}\,\sin\beta$$

Oprócz tych dwu sił działa na skrzydło proste w ślizgu jeszcze trzecia siła poprzeczna P_{y3}, wywołana ssącym działaniem skośnie ustawionych warkoczy wirowych. Siła ta jest w zakresie poniżej krytycznego kąta natarcia, dla skrzydła prostego, bardzo mała i nie będziemy jej uwzględniali.

Możemy więc przyjąć, że na skrzydło proste działają w ślizgu jedynie dwie pierwsze siły, a współczynnik wypadkowej siły poprzecznej wynosi, jak odrazu widać:

$$c_y = -4c_{xp}\,\sin\beta \quad . \; . \; . \; . \quad (45)$$

dla skrzydła prostokątnego, oraz

$$c_y = -2c_{xp}\,\sin\beta \quad . \; . \; . \quad (46)$$

dla skrzydła trapezowego.

Równie prosto możemy określić wielkość siły poprzecznej, wywołanej układem V w ślizgu.

Z rys. 14 widzimy bowiem, że siłę poprzeczną dają składowe różnic wyporu ΔP_z, równoległe do osi Y. Wynoszą one razem:

$$P_{y\varphi} = -2\,\Delta p_z \cdot \sin\varphi$$

a ponieważ otrzymaliśmy, że

$$\Delta P_z = \frac{1}{2}\,\frac{\partial P_z}{\partial\alpha}\,.\;tg\varphi\,.\,\sin\beta \ldots \text{(str. 15)},$$

więc:

$$P_{y\varphi} = -\frac{\partial P_z}{\partial\alpha}\,.\;tg\varphi\,.\,\sin\beta\,.\,\sin\varphi$$

a jej współczynnik:

$$c_{y\varphi} = -\frac{\partial c_z}{\partial\alpha}\,.\;tg\varphi\,.\,\sin\varphi\,.\,\sin\beta =$$

$$\approx -\frac{\partial c_z}{\partial\alpha}\,.\;\bar{\varphi}^2\,.\,\sin\beta \quad . \; . \; . \quad (47)$$

Dla skrzydła „załamanego" jak na rys. 11, zastępczy kąt układu V, który należy wprowadzić do zależności (47), wynosi — co widać od razu.

$$\varphi_{zast} = \frac{S_1}{S}\,\varphi_1 + \frac{S_2}{S}\,\varphi_2 \quad . \; . \quad (48)$$

Ponieważ przy układzie V, ssące działanie skośnie ustawionych warkoczy wirowych jest znacznie silniejsze niż dla skrzydła prostego, nie można go tu nie uwzględnić i jak wykazały pomiary, trzeba do zależności (48) wprowadzić współczynnik korygujący, tak, że ostatecznie:

$$c_{y\varphi} \approx 0{,}8\,\frac{\partial c_z}{\partial\alpha}\,.\;\bar{\varphi}^2\,.\,\sin\beta \quad . \; . \quad (48a)$$

Układ skrzydła w strzałę nie daje — praktycznie biorąc — dodatkowej siły poprzecznej. Możemy więc zależność na całkowity współczynnik siły poprzecznej skrzydła o kształcie złożonym napisać w postaci:

$$c_y \approx -\left(4c_{xp} + 0{,}8\,\frac{\partial c_z}{\partial\alpha}\,.\;\bar{\varphi}^2\right)\sin\beta \quad . \quad (49)$$

dla skrzydła prostokątnego, oraz

$$c_y \approx -\left(2c_{xp} + 0{,}8\,\frac{\partial c_z}{\partial\alpha}\,.\;\bar{\varphi}^2\right)\sin\beta \quad . \quad (50)$$

dla skrzydła trapezowego.

Wszystkie nasze dotychczasowe rozważania dotyczyły momentów samego skrzydła, a wyprowadzone zależności pozwalają na ocenę w projekcie wstępnym wielkości poszczególnych współczynników.

Momenty całego płatowca będą się jednak różniły od momentów skrzydła nie tylko o wielkość mo-

mentów pozostałych elementów, jak np. kadłuba, usterzeń itd., ale również i o wielkość momentów, wywołanych wzajemnym oddziaływaniem na siebie tych części.

Najwyraźniej występuje to przy momencie poprzecznym, gdzie nie jest obojętne, czy mamy do czynienia z grzbieto- czy dolnopłatem. Jak zresztą łatwo można się domyśleć, grzbietopłat powiększa wpływ układu *V*, dolnopłat natomiast pomniejsza. Taki sam wpływ mogą mieć tarcze brzegowe na końcach skrzydeł, w zależności od tego, czy większą część ich powierzchni umieścimy ponad, czy pod skrzydłem.

Zbyt mało jeszcze jest danych pomiarowych, by można było ująć to zjawisko cyfrowo.

Nie mówiliśmy nic w II części naszych rozważań o zwichrzeniu skrzydła, bo wpływ ten jest stosunkowo trudny do ujęcia, a jak wykazały pomiary jest stosunkowo mały.

Rękopis wpłynął 2.V. 1948.

LITERATURA.

I. *Dr ing. W. Just, Dipl. Ing. K. Sahliger*
„Aerodynamische Besonderheiten des Pfeilflügels" Interavia, Nr 9, 1947 r.

II. *Dipl Ing. R. Seiferth*
„Der schiebende Tragflügel" Ringbuch der Luftfahrttechnik 1940 r.

III. *K. Russmann, K. Kopfermann*
„Sechskomponenmessungen an Rechteckflügeln mit verschiedenem Seitenenverhältnis" Technische Berichte ZWB, zeszyt 8, 1944 r.

IV. *G. König*
„Stabilitätswerte von Tragflächen" Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorl 1915 r.

V. *Dr Ing. R. Jaeschke*
„Flugzeugberechnung", 1939 r.

VI. *Dr Ing. J. Kleinwächter*
„Vorlesungen über Flugzeugbau"," 1944 r.

VII. *S. Hoerner*
„Kräfte und Momente schrägangeströmter Tragflügel" Luftfahrtforschung, Nr 4, 1939 r.

VIII. *Prof. W. F Durand*
„Aerodynamika", tom IV, rozdz. J, (tłumaczenie na język rosyjski z 1940 r.).

REMARKS ON WING PITCHING, ROLLING AND YAWLING MOMENT.

The author examines in a simple way the influence of the geometrical form of a wing on the stability derivatives.

Equations are given for the determination of the rear C. G. position for a definite value of the stability coefficient $dc_{mG}/d\alpha$. Formulae are developed demonstrating the necessity of wing airfoils with a negative centre of pressure movement for untwisted wings and the influence of geometric wing twist on stability, the lift distribution and sweepback is taken into account.

The influence of the skew free vortex system behind the wings, sideslip of the wing tips, reduction of the airspeed normally to the neutral axis, elongation and wing shape on the rolling moment is discussed.

Formulae are given for the determination of the influence of sweep and dihedral on the stability characteristics of the wing and it is demonstrated, that the effect of dihedral on yawing is very large in view of the difference of profile and induced drag of both wings.

The effect of change from wind axis to the main inertia axis of the aeroplane on the formulae developed is added.

Inż. JERZY ROLIŃSKI
ITL

Regulacja silników strumieniowych na przykładach systemów Junkersa i Lucasa.

Gdy mówimy o regulacji silników strumieniowych, słowo *regulacja* kojarzy nam się przede wszystkim z ciągiem silnika. Jest to zrozumiałe, gdyż właśnie ciąg jest tą wielkością, która ma bezpośredni wpływ na ruch samolotu. Dźwignia „gazu" jest w zasadzie niczym innym, jak tylko organem, przy pomocy którego pilot wpływa na ciąg; ideałem więc byłoby takie urządzenie, w którym określonemu położeniu dźwigni odpowiada określony ciąg, bez względu na zmieniające się warunki zewnętrzne.

Trudność zrealizowania takiego urządzenia jest oczywista: uchwycenie zmian ciągu silnika zamontowanego na płatowcu nie byłoby rzeczą prostą.

Stajemy tutaj wobec konieczności obrania innej, zastępczej wielkości regulowanej. Jeśli chodzi o ciąg, należy zresztą zauważyć, że nie jest on bynajmniej wielkością charakteryzującą pracę silnika w zupełności. Obroty turbozespołu lub temperatura charakteryzują ją w nie mniejszym stopniu, a są poza tym czynnikami od których zależy bezpośrednio pewność działania i bezpieczeństwo obsługi.

Temperatura jako wielkość regulowana nie przedstawia w chwili obecnej wartości, gdyż pomiar jej odbywa się zawsze z pewnym opóźnieniem. W przeciwieństwie do temperatury obroty przedstawiają pod tym względem nieocenione zalety i one właśnie przyjęte są powszechnie jako wielkość regulowana. Zauważmy przy okazji, że w tych samych warunkach określonym obrotom odpowiada określony ciąg.

Pozostaje teraz zagadnienie, w jaki sposób możemy wpływać na ilość obrotów.

Aby zmienić liczbę obrotów trzeba zakłócić równowagę między mocą dostarczaną przez turbinę a pobieraną przez sprężarkę i akcesoria. Spośród wielu rozwiązań, jakie można sobie wyobrazić dwa tylko mają możność stosunkowo łatwej realizacji, to znaczy:

1. Zmiana ilości dopływającego paliwa.
2. Zmiana rozdziału całkowitego spadku entalpii między turbinę a dyszę pędną przez zmianę przekroju wylotowego tej ostatniej.

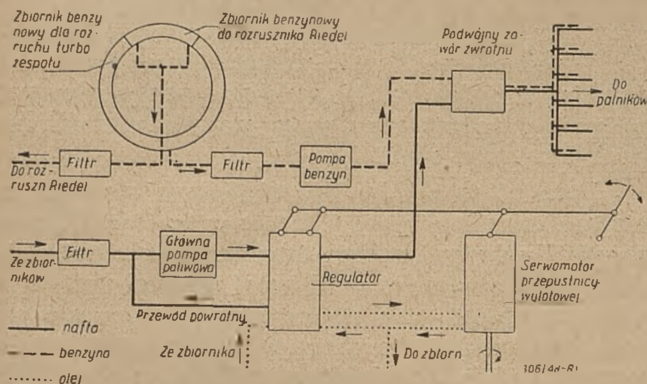
Należy tu zauważyć, że jedynie pierwszy z tych sposobów ma praktyczne znaczenie dla regulacji. Stosowana w silnikach niemieckich zmiana przekroju dyszy daje korzyści raczej drugorzędne (ułatwiony rozruch).

Od systemu regulacyjnego wymagamy oczywiście utrzymywania stałej ilości obrotów dla danego położenia dźwigni „gazu", ale oprócz tego winien on dawać gwarancję bezpieczeństwa ruchu silnika, tzn. zabezpieczenie przed nadmiernym wzrostem temperatury i obrotów, co łączy się zresztą z utrzymywaniem ich stałej wartości oraz zabezpieczenie przed zgaszeniem płomienia.

Omówimy z kolei dwa najbardziej typowe z istniejących systemów regulacji, tzn. systemu *Junkersa* i systemu *Lucasa*.

SYSTEM JUNKERSA.

Ponieważ regulacja polega, jak wiemy, na zmianie dopływu paliwa, przeto dla lepszego zrozumienia sprawy, zaczniemy od krótkiego omówienia instalacji paliwowej w systemie *Junkersa* w postaci, w jakiej spotykamy ją w silniku Jumo 004.



Rys. 1. Schemat instalacji paliwowej silnika Jumo 004.

Jak widać ze schematu (rys. 1), instalacja paliwowa składa się tu z trzech oddzielnych układów:

1. *Układ zasilania rozrusznika Riedel* (silnik 2-suwowy, 2-cylindrowy, 8 KM, 6000 obr/min.).

2. *Układ rozruchowy turbozespołu,* składający się ze zbiornika benzynowego, filtru i napędzanej elektrycznie pompki wtryskowej, tłoczącej benzynę do palników poprzez podwójny zawór zwrotny. Użycie benzyny do rozruchu tłumaczy się trudniejszym zapłonem paliwa zasadniczego (nafty) i zbyt małym ciśnieniem w okresie rozruchu.

3. *Zasadniczy układ paliwowy,* w którym widzimy filtr, pompę paliwową typu trybikowego (70 at 2250 l/h) i zespół regulatora. Paliwo dostaje się do palników poprzez ten sam, wyżej wzmiankowany, podwójny zawór zwrotny.

Zorientowawszy się w systemie paliwowym, przejdźmy do właściwego zagadnienia regulacji; zatrzymamy się przy tym nieco dłużej nad działaniem samego regulatora, na co zasługuje on chociażby z tego względu, że system *Junkersa* jest dotychczas jedynym, który stosuje regulację obrotów we właściwym znaczeniu tego słowa. Poza tym, pominąwszy pewną komplikację, regulator ten jest urządzeniem wielce pomysłowym.

Regulacja w systemie Junkersa odbywa się, jak widać ze schematu instalacji paliwowej (rys. 1), przez upust części dopływającego do palników paliwa na stronę ssącą pompy paliwowej. Przymknięcie zaworu na przewodzie powrotnym jest więc równoznaczne ze zwiększeniem dopływu do palników, a zatem ze zwiększeniem obrotów turbozespołu.

Zespół regulatora (rys. 2) składa się z pięciu, widocznych na schemacie zasadniczych części, którymi są:

1. Serwopompa (15 atn. 3000 l/h), zasilająca olejem zarówno zespół regulatora, jak również omówiony dalej serwomotor zmiany przekroju dyszy pędnej.

2. Regulator wraz z układem sterującym.

3. Zawór regulacji automatycznej (znajdujący się na powrotnym przewodzie paliwowym i sterowany przez regulator).

4. Zawór bezpieczeństwa.

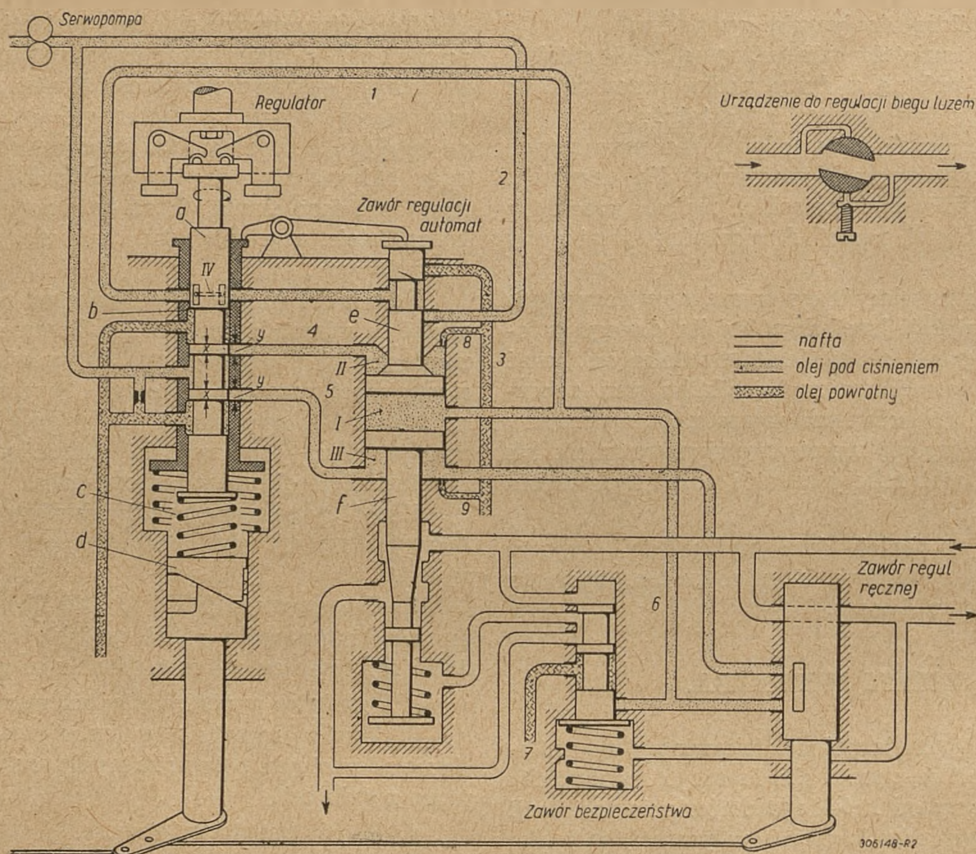
5. Zawór regulacji ręcznej.

Regulator jest normalnym regulatorem odśrodkowym. Jego system sterujący składa się z tłoczka sterującego *a*, oraz tulei kompensacyjnej *b*.

Zmiana utrzymywanych przez regulator obrotów odbywa się przez zmianę napięcia sprężyny *c* regulatora za pomocą mechanizmu krzywkowego *d*.

Zawór regulacji automatycznej składa się z dwu oddzielnych części *e* oraz *f*, zakończonych tłoczkami. Część *f* stanowi zarazem iglicę zaworową. W zależności od ilości oleju między tłoczkami *e* i *f*, odstęp między nimi może być większy lub mniejszy zaś w wypadku odcięcia przestrzeni między tłoczkowej *I* obie części *e* i *f* poruszają się jako całość. Jak widać ze schematu, część *e* jest zarazem zaworem sterującym dopływ względnie odpływ oleju z przestrzeni między tłoczkowej *I*, co odbywa się przez połączenie kanałów *1* i *2* dopływ), lub też *1* i *3* (odpływ). Na drodze przewodu *1* znajduje się zawór o działaniu przerywanym *IV*, utworzony przez przewiercenie tłoczka sterującego *a*. Tłoczek ten, obracający się wraz z regulatorem odśrodkowym, kolejno otwiera i zamyka przepływ, ograniczając tym samym ilość oleju dopływającego z przestrzeni *I*. W ten sposób uzyskane zostało bardziej łagodne działanie zespołu. Dzięki odpowiednim nacięciom na tłoczku, przepływ przez zawór jest otwarty bez względu na przesunięcia osiowe tłoczka *a*.

W ustalonych warunkach regulator i jego system sterujący oraz część *c* zaworu regulacyjnego zajmują położenie jak na schemacie — nazwijmy je położeniem normalnym — bez względu na ilość obrotów turbozespołu, uwarunkowaną napięciem sprężyny *c* regu-



Rys. 2. Schemat regulatora silnika Jumo 004

latora. Część *f*, stanowiąca również iglicę zaworową zajmuje położenie takie, przy którym do palników dopływa ilość paliwa odpowiadająca danym obrotom.

Pozostałe części zespołu regulatora nie wymagają narazie bliższego omówienia.

Przypuśćmy, że bieg silnika jest ustalony. Wszystkie części zespołu znajdują się w położeniu jak na schemacie, przy czym siła pochodząca od ciężarków wirujących regulatora równoważy napięcie sprężyny.

Wyobraźmy, sobie teraz, że obroty turbozespołu uległy z jakiegokolwiek powodu zmianie, np. zmniejszeniu.

Ciężarki regulatora zbliżą się wówczas do siebie, a tłoczek sterujący posunie się ku górze otwierając dopływ oleju z serwopompy do przestrzeni *II* oraz odpływ oleju z przestrzeni *III*.

Obie części zaworu ruszają jako całość ku dołowi, ale w następnej chwili część *e* otwiera połączenie między kanałami *1* i *2* i do przestrzeni I zaczyna dopływać olej, powiększając odległość między tłoczkami *e* i *f*. Od tej chwili część *f* porusza się ku dołowi szybciej niż *e*.

Ruch części *e* powoduje ruch ku górze, związanej z nią kinematycznie tulei kompensacyjnej *b*, co trwa do chwili osiągnięcia przez tuleję jej pierwotnego położenia w stosunku do tłoczka sterującego *a*. W tym momencie kanały *4* i *5* zostają zamknięte i dalszy ruch części *e* i *f* ku dołowi ustaje. Jeżeli obroty maleją nadal, cykl powtarza się.

W pewnej chwili malejące początkowo obroty zaczynają wzrastać dzięki zwiększonemu dopływowi paliwa, spowodowanemu przez przymknięcie zaworu (ruch ku dołowi części *f*).

Posuwający się ku dołowi tłoczek sterujący *a* otwiera teraz kanały *4* i *5*, łącząc w ten sposób przestrzeń *III* z dopływem oleju, i pozwalając olejowi znajdującemu się w części *II* odpłynąć na zewnątrz. Oba tłoczki *e* i *f* poruszają się teraz ku górze, przy czym ruch tłoczka *e* jest szybszy, gdyż dopływ oleju do przestrzeni *I* jest ciągle otwarty. Trwa to oczywiście aż do chwili, w której ruch tulei kompensacyjnej *b* ku dołowi spowoduje zamknięcie kanałów *4* i *5*.

Jeżeli obroty ciągle wzrastają, cykl powtórzy się Jeżeli w związku z malejącym teraz dopływem paliwa obroty spadną, wówczas nastąpi cykl, odpowiadający ruchowi tłoczka sterującego *a* ku górze.

Te kolejne cykle regulacyjne odbywają się aż do osiągnięcia stanu równowagi, to znaczy do chwili, w której do palników dopływa taka ilość paliwa, że odpowiadające jej obroty utrzymują równowagę pomiędzy siłą pochodzącą od ciężarków regulatora i napięciem sprężyny *c*.

W momencie tym tłoczek sterujący *a* wraz z tuleją kompensacjną *b* oraz część *e* zaworu mogą znaleźć się przypadkowo w położeniu normalnym. Proces regulacji jest wówczas ukończony: sprężyna posiada napięcie normalne, któremu odpowiada założona ilość obrotów turbozespołu.

Takie zakończenie procesu regulacji jest jednak przypadkowe. Naogół stan równowagi zostanie osiągnięty przy położeniu tłoczka *a* powyżej lub poniżej normalnego, co odpowiada obrotom odpowiednio mniejszym lub większym od założonych.

Osiągnięcie tych właśnie żądanych obrotów, których utrzymywanie jest zadaniem regulatora, odbywa się wówczas w sposób następujący.

Przypuśćmy, że tłoczek *a* osiągnął stan równowagi w położeniu powyżej normalnego. (Jeżeli za punkt wyjścia weźmiemy położenie poniżej normalnego, proces będzie miał charakter analogiczny i odtworzenie go nie sprawi czytelnikowi trudności). W położeniu tym przestrzeń *I* jest ciągle połączona z dopływem oleju. Zauważmy, że przestrzenie *II* i *III* nie są nigdy zupełnie zamknięte, gdyż z jednej strony są one połączone z odpływem oleju przy pomocy kanałów z kataraktami *8* i *9*, z drugiej zaś — szerokość *X* jest nieco mniejsza od *Y*. W ten sposób w przestrzeniach *II* i *III* istnieje zawsze nieznaczny przepływ oleju.

Ponieważ w rozpatrywanym momencie przestrzeń *I* jest ciągle połączona z dopływem oleju pod ciśnieniem, odstęp między tłoczkami *e* i *f* powoli powiększa się. Nieznaczny ruch tłoczka *e* ku górze spowoduje również nieznaczny ruch ku dołowi tulei kompensacyjnej *b*, to zaś skieruje przepływ kanałami *4* i *5* w ten sposób, że części *e* i *f* posuną się nieco ku dołowi, co zostanie powstrzymane przez powrót tulei kompensacyjnej na swoje miejsce.

Przesunięcie się części *f* ku dołowi i związane z tym przymknięcie zaworu regulacyjnego, spowodowało w międzyczasie niewielki wzrost dopływu paliwa. Zwiększone nieco obroty powodują skolei ruch tłoczka sterującego *a* ku dołowi, a w następstwie ruch części *e* i *f* zaworu ku górze (przy czym część *e* posuwa się szybciej, gdyż dopływ oleju do przestrzeni *I* jest ciągle otwarty) i ruch tulei kompensacyjnej *b* w ślad za tłoczkiem *a*.

Osiągniętemu nowemu stanowi równowagi odpowiadają zwiększone nieco obroty, przy czym części *a*, *b* oraz *e* znajdują się bliżej położenia normalnego, zaś część *f* posunęła się nieco bardziej ku dołowi co odpowiada zwiększonemu dopływowi paliwa. Przestrzeń *I* powiększyła się oczywiście dzięki temu, że w czasie cyklu dopływ oleju do niej był ciągle otwarty.

Rozpoczyna się nowy cykl, którego rezultatem jest nowe przybliżenie do stanu normalnego i trwa to aż do chwili, w której części *a*, *b* i *e* znajdą się w położeniu normalnym.

Odpowiada to stanowi równowagi, w którym sprężyna regulatora ma pierwotne napięcie, a turbozespół — pierwotną liczbę obrotów. Kanały *2* i *3* są odcięte i ilość oleju w przestrzeni *I* nie może ulec zmianie. Cały ten proces regulacyjny może być zatem podzielony na trzy części:

1. Od chwili spadku obrotów do chwili osiągnięcia maksymalnego przesunięcia tłoczka, co odpowiada początkowi wzrostu obrotów.

2. Ruch powrotny tłoczka, aż do osiągnięcia stanu równowagi.

3. Doprowadzenie liczby obrotów turbozespołu do ich pierwotnej wartości przez osiągnięcie kolejnych, blisko siebie leżących stanów równowagi.

Zjawiska zachodzące przy zmienianiu regulowanej liczby obrotów są analogiczne. Proces, towarzyszący zwiększeniu obrotów przez zwiększenie napięcia sprężyny, odpowiada opisanemu poniżej przebiegowi zjawisk, spowodowanemu spadkiem obrotów pod wpływem zmiany warunków zewnętrznych.

W wypadku zmniejszenia regulowanej liczby obrotów przez zmniejszenie napięcia sprężyny, regulator działa jak przy spowodowanym warunkami zewnętrznymi wzroście obrotów.

Pozostały do omówienia dwa ostatnie urządzenia w zespole regulatora, to znaczy zawór bezpieczeństwa i zawór regulacji ręcznej.

Zawór bezpieczeństwa służy do ograniczenia spadku ciśnienia na zaworze regulacji ręcznej do ok. 10 atn. Działanie zaworu, znajdującego się pod wpływem ciśnienia przed i za zaworem regulacji ręcznej polega na podniesieniu iglicy zaworu regulacyjnego z równoczesnym otwarciem odpływu oleju z przestrzeni *I* przez przewody *6* i *7*.

Rola zaworu regulacji ręcznej staje się jasna, jeżeli wziąć pod uwagę, że regulator odśrodkowy działa tylko w zakresie obrotów od 6000 obr/min do maksymalnych (8750 obr/min). Ten wąski zakres działania tłumaczy się niemożliwością dobrania sprężyny o odpowiedniej charakterystyce. Zauważmy, że regulatory silników przemysłowych pracują dla stałej regulowanej liczby obrotów, a zatem pokrywają bardzo wąski zakres zmian prędkości kątowej.

Do 6000 obr/min regulacja jest wyłącznie ręczna i odbywa się właśnie przy pomocy opisywanego zaworu. Działanie jego jest bezpośrednio widoczne ze schematu. W okresie działania regulacji ręcznej regulator automatyczny jest nieczynny, co zawdzięczamy otwarciu połączenia między przestrzeniami *I* i *III* przy pomocy odpowiedniego nacięcia na trzonie zaworu regulacji ręcznej. Na schemacie widać poza tym znajdujące się na zaworze urządzenie do regulacji biegu luzem (ok. 3000 obr/min).

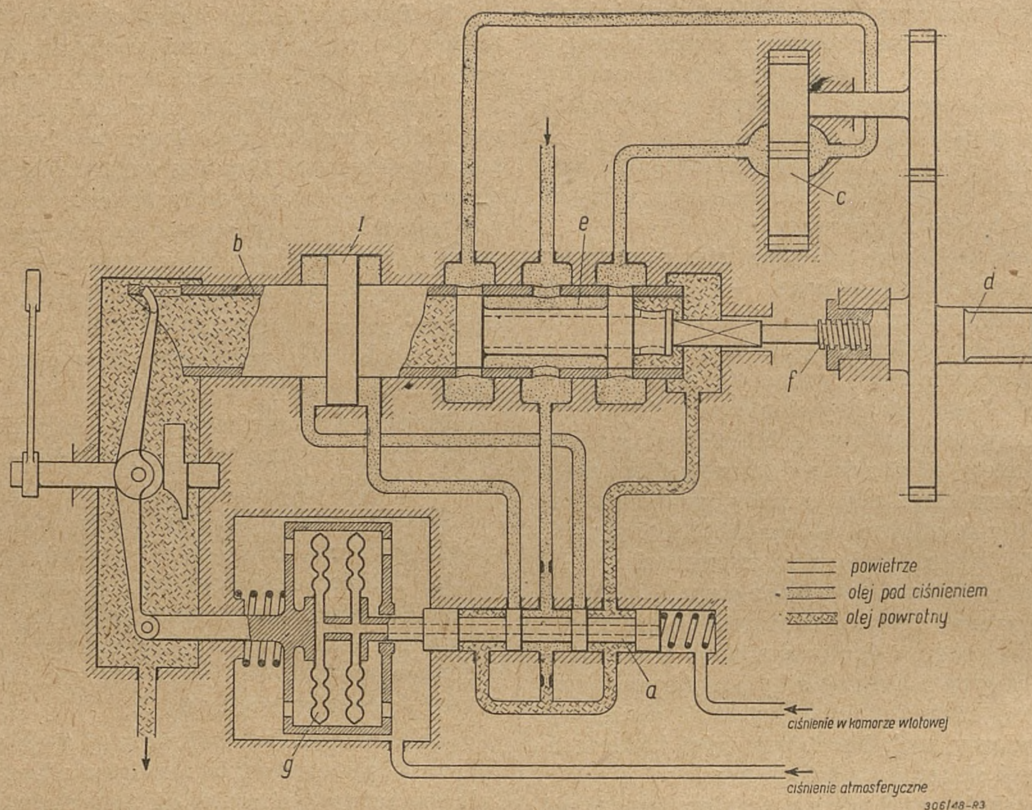
Najbardziej rzucającą się w oczy zaletą regulatora Junkersa jest stopniowy charakter jego działania, szczególnie cenny w ostatniej fazie kolejnych przybliżeń do nowego stanu równowagi.

Na zakończenie zatrzymajmy się na chwilę nad zmianą przekroju wylotowego dyszy pędnej w systemie Junkersa, bez której obraz całości byłby niekompletny.

Zmiana ta odbywa się przez przesuwanie przepustnicy wylotowej wewnątrz dyszy. Ruch swój otrzymuje przepustnica od serwomotoru olejowego, za pośrednictwem odpowiedniego mechanizmu zębatkowego.

Działanie urządzenia (rys. 3) jest następujące:

Serwomotor hydrauliczny typu trybikowego zasilany jest olejem z serwopompy znajdującej się, jak wiemy, w zespole regulatora. Dźwignia „gazu" powoduje ruch tłoczka sterującego, skierowujący olej



Rys. 3. Schemat serwomotoru zmiany przekroju wylotowego silnika Jumo 004

z serwopompy na jedną lub drugą stroną tłoka *I*, stanowiącego część tulei sterującej *b*, która z kolei skierowuje olej na jedną lub drugą stroną zespołu kółek zębatych serwomotoru *c*, powodując ruch obrotowy wałka napędowego *d* przepustnicy w jednym lub drugim kierunku. Jak widać z rysunku, ograniczenie ruchu tulei sterującej osiągnięto przy pomocy sprzężenią dźwigniowego z tłoczkiem *a*, zaś ograniczenie ruchu wałka napędowego przepustnicy — przez ruch specjalnego tłoczka kompensacyjnego *e*. Ruch tego tłoczka w tulei sterującej *b* spowodowany jest obracaniem się wałka napędowego przepustnicy za pośrednictwem mechanizmu śrubowego *f* i odbywa się aż do chwili zamknięcia szczelin. W tym momencie wałek *d* a zatem i przepustnica zatrzymują się.

W ten sposób widzimy, że położenie przepustnicy regulowane jest zasadniczo ręcznie — przez pilota.

Istnieje jednakże jeszcze jeden organ, wpływający, przynajmniej w intencji konstruktora, na położenie przepustnicy.

Jest nim widoczny na schemacie regulator barometryczny *g*, którego zasadniczym elementem są dwie sprzężone puszki barometryczne, znajdujące się pod wpływem różnicy między ciśnieniem atmosferycznym a ciśnieniem na wlocie do sprężarki, na którego wielkość wypływa ciśnienie dynamiczne spowodowane ruchem samolotu. Konstruktor zamierzał uwzględnić w ten sposób wpływ prędkości. Zamierzenie to nie zostało uwieńczone odpowiednim rezultatem, gdyż na wszystkich niemieckich samolotach urządzenie to było zablokowane.

Tak więc, serwomotor w systemie Jumo służy jedynie do ręcznego przestawiania przepustnicy i to wyłącznie z jednego położenia krańcowego w drugie.

Do 7500 obr/min przepustnica pozostaje cofnięta w głąb, co odpowiada maksymalnemu przekrojowi wylotowemu dyszy pędnej, po czym szybko wysuwa się redukując przekrój ten do minimum, przy którym otrzymujemy największą prędkość gazów wylotowych i największy ciąg.

Ta zmiana przekroju ułatwia, jak już wspomnieliśmy, w znacznej mierze rozruch turbozespołu.

Przypominamy sobie, że pilot ma zasadniczo do obsługi trzy dźwignie odpowiadające następującym elementom:

1. Zawór regulacji ręcznej.
2. Regulator (zmiana napięcia sprężyny).
3. Serwomotor do zmiany przekroju wylotowego.

Wszystkie te elementy związane są dźwigniowo ze sobą w ten sposób, że obsługuje się je równocześnie, przy pomocy jednej tylko dźwigni „gazu".

SYSTEM LUCASA

(rys. 4).

Oddzielne omówienie systemu paliwowego i regulacyjnego jest tutaj jeszcze trudniejsze niż w wypadku regulacji Junkersa, dlatego w dalszym ciągu oba te zagadnienia omawiane są razem.

Paliwo dostarczane jest ze zbiornika przez kurek odcinający *a* oraz filtr *b* do dwu równolegle pracujących wielocylindrowych pomp paliwowych *c*. Tłocz-

ki każdej z nich rozmieszczone są na obwodzie wirującej części *I* napędzanej przez turbozespół, a ruch swój w tulei cylindrowej otrzymują dzięki ukośnie ustawionej części stałej *II*, do której dociskane są one przy pomocy sprężyn powrotnych *III*. Skok tłoczków regulowany jest przez zmianę kąta, jaki tworzy część nieruchoma *II* z osią obrotów części wirującej *I*, co odbywa się za pomocą specjalnego urządzenia hydraulicznego *IV*.

Paliwo tłoczone przez obie pompy, doprowadzane jest do palników poprzez sterowany ręcznie zawór regulacyjny *d*. Całkowite odcięcie paliwa uniemożliwione jest tutaj dzięki kanałowi obwodowemu, posiadającemu urządzenie do regulacji biegu luzem *V*. Konstrukcja taka eliminuje możliwość nieumyślnego zgaszenia płomienia w komorach spalania przez całkowite zamknięcie zaworu. Dla całkowitego odcięcia paliwa celem zatrzymania silnika przewidziany jest specjalny kurek wysokiego ciśnienia *e*.

Dla uzyskania dokładnego rozpylania paliwa przy małych wydatkach, palnik posiada dwa oddzielnie zasilane urządzenia rozpylające. Znajdujący się na drodze do palników zawór sterujący *f* cofa się pod wpływem wzrostu ciśnienia w przewodzie. Przy niskich obrotach turbozespołu, którym odpowiada odpowiednio niskie ciśnienie w przewodzie paliwowym otwarty jest jedynie przewód *1*, zasilający rozpylacz, przewidziany na małe wydatki paliwa, przy rosnących zaś obrotach wzrost ciśnienia powoduje otwarcie również przewodu *2* i w ten sposób oba rozpylacze pracują równolegle.

System *Lucasa* posiada ponadto następujące dwa urządzenia.

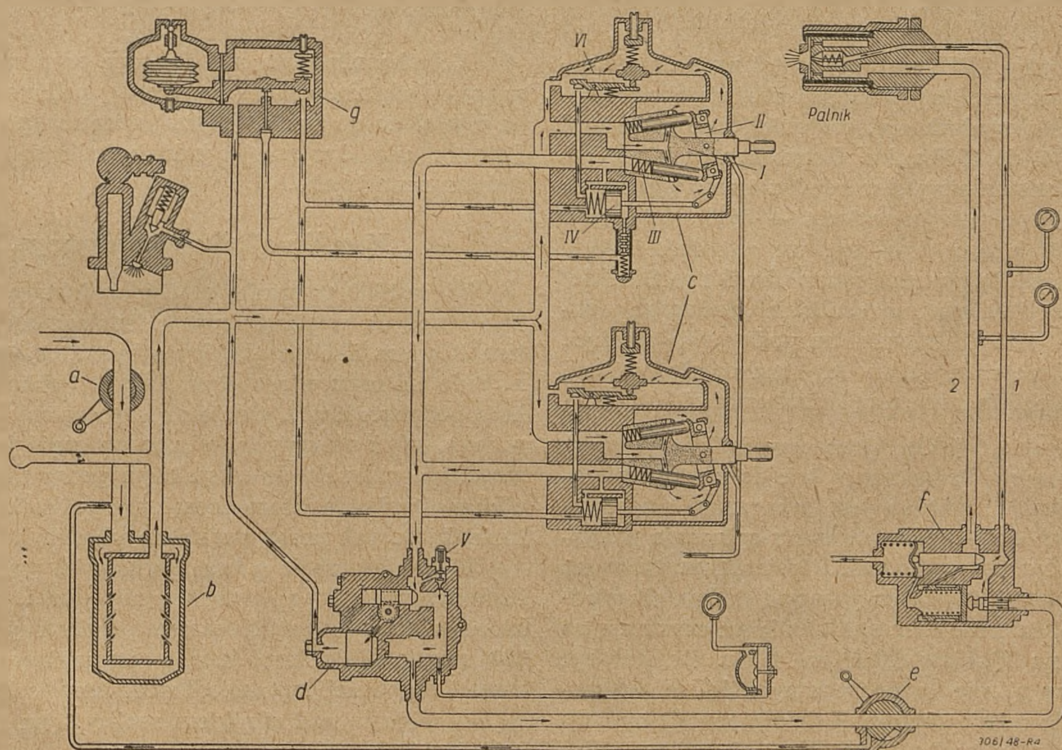
Pierwszym z nich jest automatyczny regulator barometryczny *g*.

Panujące na wlocie do silnika ciśnienie, zależne od wysokości oraz prędkości lotu, działa na umieszczoną na skrzynce napędu akcesoriów puszkę barometryczną, ta zaś działając na serwomechanizm *IV* zmienia kąt nachylenia nieruchomej części *II* pomp paliwowych, wpływając w ten sposób na ich wydatek.

Drugie z omawianych urządzeń zabezpiecza przed przekroczeniem maksymalnej dopuszczalnej prędkości kątowej turbozespołu. Stanowi ono wraz z każdą z pomp paliwowych wspólny zespół. Część wirująca *I* pompy jest urządzona w ten sposób, że działa w pewnym sensie jak pompa odśrodkowa, przy czym ciśnienie znajdującego się w otoczeniu paliwa zależy od obrotów pompy, a zatem od obrotów turbozespołu. W chwili osiągnięcia przez nie pewnej wartości, ciśnienie paliwa działa za pośrednictwem membrany *VI* na serwomechanizm *IV*, zmniejszając w ten sposób kąt nachylenia części *II*, a co za tym idzie — wydatek pompy. Chociaż w urządzenie powyższe zaopatrzone są obie pompy to jednak czynne jest ono tylko na jednej z nich. Wadą jego jest zależność działania od zmian gęstości paliwa.

System *Lucasa* omówiliśmy w postaci, w jakiej stosuje się go w silniku Nene I.

W porównaniu z systemem *Junkersa* jest on, jak widzimy, o wiele prostszy, czy jednak prostota ta nie jest okupiona zbyt wielką niedoskonałością, to inna



Rys. 4. Schemat instalacji paliwowej i regulacji systemu Lucasa (silnik Nene I)

kwestia. System *Junkersa* mimo swej niewątpliwej komplikacji spowodowanej przede wszystkim dość złożonym urządzeniem hydraulicznym, jest jednakże do dnia dzisiejszego jedynym, jak już zauważyliśmy, systemem, stosującym regulację obrotów w ścisłym tego słowa znaczeniu, podczas gdy system *Lucasa* zadawala się ograniczeniem obrotów maksymalnych. Regulacja barometryczna jest dość niezręczną próbą zabezpieczenia przed wzrostem temperatury na większych wysokościach. Regulator spełnia tę rolę w sposób bardziej doskonały.

Z drugiej strony system *Junkersa* jest również dość daleki od ideału, jak tego dowodzi chociażby niepowodzenie prób uwzględnienia prędkości płatowca, o czym była mowa w związku ze zmianą przekroju dyszy pędnej.

Żaden z omawianych systemów nie posiada ograniczenia dopływu paliwa przy przyśpieszeniach, co grozi nadmiernym wzrostem temperatury, specjalnie przy silnikach o dużym momencie bezwładności części wirujących. Junkers czynił zresztą próby zapobieżenia temu przez zastosowanie specjalnego zaworu przyśpieszeniowego (Interavia Nr 11, Novembre 1947).

Na zakończenie należy podkreślić, że stworzenie nienagannego systemu regulacyjnego wymaga doskonałej znajomości charakterystyk silnika, a zatem w okresie ciągłego rozwoju silników strumieniowch, który obecnie przeżywamy, urządzenia regulacyjne muszą siłą rzeczy pozostawać w tyle w stosunku do silników.

LITERATURA:

(1) B. Gumpert et M. Haubenhofer: „Le relage de la turbine a gaz" Interavia, novembre et décembre 1947.
(2) „Rolls-Royce Nene I" Flight, April 13-th 1946.
(3) „The Junkers Jumo 004 Jet Engine" Aircraft Engineering. Dec. 1945, Jan. 1946

TURBO JET GOVERNOR SYSTEMS.

The Junkers and Lucas systems are chosen as examples to illustrate the principles which are at the base of modern jet governor unit design.

The author's intention was to show different ways in which the problem can be solved.

The advantages of the two types chosen are discussed showing the more perfectionned but much more complex Junkers system in comparison with the Lucas equipment.

Inż. JAN ODERFELD.

Pionierskie lata.

Pamięci
inżynierów Józefa Sachsa i Władysława Bernadzikiewicza
notatkę tę poświęcam.

Z inicjatywy ZPIL próbuję w tej notatce odtworzyć w zarysie przebieg prac nad silnikiem odrzutowym i turbiną wydechową, w jakich brałem udział w okresie 1931 do 1939 roku. Zarys ten będzie z konieczności niekompletny, ponieważ z trzech głównych realizatorów tego przedsięwzięcia — dwóch nie żyje. Dokumentację własną spaliłem we wrześniu 1939 r. wraz z paruset kilogramami rysunków Biura Studiów PZL — Wytw. Silników, w rezultacie więc mogę przebieg prac odtworzyć jedynie na podstawie pamięci, ułamkowych notatek, jakie się zachowały po *inż. Sachsie* i skąpej dokumentacji drukowanej.

Poszukiwania, jakie przeprowadziłem w tych dniach w Urzędzie Patentowym, nie dały wyniku, ponieważ ewidencja zgłoszeń jest zniszczona, a z przyczyn o których dalej będzie mowa, z opłacenia pierwszych patentów zrezygnowano. Natrafiłem tylko na przyznany patent 23523 dotyczący turbiny. Przypominam sobie, że część prac nad silnikiem odrzutowym referowano na Zjeździe SIMP w 1933 r. Referat był drukowany w piśmie samochodowym, którego rocznika nie udało mi się znaleźć. Z dokumentacji turbiny odnalazłem Technikę Lotniczą Nr 8/37 i Les Ailes Nr 853 i 864. Niektóre szczegóły przypomniał mi *inż. Strzeszewski.*

Notatka niniejsza nie dotyczy prac wykonanych w tej dziedzinie przez inne zespoły polskie. Zdaje się, że istniał co najmniej jeden jeszcze zespół ludzi we Lwowie, nie dysponuję jednak żadnym materiałem dokumentacyjnym.

Kronika silnika odrzutowego.

W r. 1930 w czasie służby wojskowej w Szkole Podchorążych w Zambrowie poznałem się z rekrutem *Józefem Sachsem*, który o broni, czołgach i lotnictwie od razu wiedział więcej niż obejmuje pełny kurs podchorążówki. Gdzie się tego nauczył, nie mam pojęcia, gdyż niewątpliwie znaczna część jego wiadomości nie należała do oficjalnego programu politechniki w Gandawie, którą zaczął, ani politechniki w Tuluzie, którą tuż przed wojskiem ukończył.

W każdym razie rekrut *Sachs* miał jasno skrystalizowane poglądy na zespoły napędowe samolotów, które właśnie w owym czasie przekroczyły granicę 200 m/sek. Zdaniem *Sachsa* przewidywany dalszy wzrost szybkości usprawiedliwiał energiczne zabranie się do studiów nad silnikiem reakcyjnym (tak się on wówczas nazywał).

Wczesną jesienią 1931 r. ukończyliśmy służbę wojskową. Był to czas kryzysu, redukcyj i zniechęce-

nia, ale my byliśmy pełni entuzjazmu. Nie potrafiłbym dziś odtworzyć szczegółów organizacyjnych, którymi zajmował się głównie Sachs. W każdym razie szybko rozpoczęła się impreza, do której prócz nas weszli: inż. *Władysław Bernadzikiewicz* i dyrektor firmy Haberbusch i Schiele, *Julian Machlejd*.

Bernadzikiewicz, absolwent politechniki w Zurichu, miał za sobą 30 lat pracy konstruktorskiej w firmach polskich i zagranicznych w dziedzinie odlewnictwa, włókiennictwa i obrabiarek. Do naszego zespołu wniósł ogromne doświadczenie, a przede wszystkim koncepcję pierścieniowej komory spalania, nad którą od pewnego czasu samodzielnie pracował.

Machlejd wziął na siebie rolę Mecenasa imprezy. Ten społecznik i oryginał, były pastor i były dyrektor gimnazjum Reya, zainwestował w sposób miły i nieobowiązujący kilkanaście tysiecy złotych w silnik odrzutowy, traktując go jako „fuksa na torze".

Szczupłość funduszów zmusiła nas do ryzykownej gry, do budowy dużego modelu. Było bowiem jasne, że na dłuższą metę trzeba znacznych sum, których dostawcą mogło być tylko wojsko, a wojsku trzeba było zaimponować. Porwaliśmy się więc na konstrukcję wielkiego modelu demonstracyjnego.

Projekt, obliczenia, część modeli odlewniczych, znaczna część obróbki mechanicznej i montaż wykonaliśmy sami w warsztaciku na Żelaznej. Właściwie tylko odlewy aluminiowe przyszły z zewnątrz. Nawet trudne frezowanie łopatek wirnika przeprowadziliśmy sami, przystosowując do tego celu tokarkę, na którą założono pomysłowy przyrząd do pantograficznego kopiowania.

Jeżeli sobie dobrze przypominam, demonstracyjny model pracował wg następującego schematu: Spalanie w komorze przy stałej objętości, zatem komora zamykana zaworami. Sprężarka osiowa z kierownicami. Turbina jednostopniowa osiowa. Dysza wylotowa wielokrotna, celem poprawienia sprawności zewnętrznej.

Krzywkowy napęd zaworów odbywał się z wału turbiny poprzez układ kół zębatych, przedstawiony na rysunku Nr 1, na którym widać również wieniec kierownic sprężarki, a w prawym dolnym i lewym górnym rogu wtryskiwacze. Poziomy wałek pośredni napędzał również akcesoria. Turbina była tak umieszczona, że częściowo chłodził ją strumień powietrza obciążającego, które dopływało do dyszy smoczka.

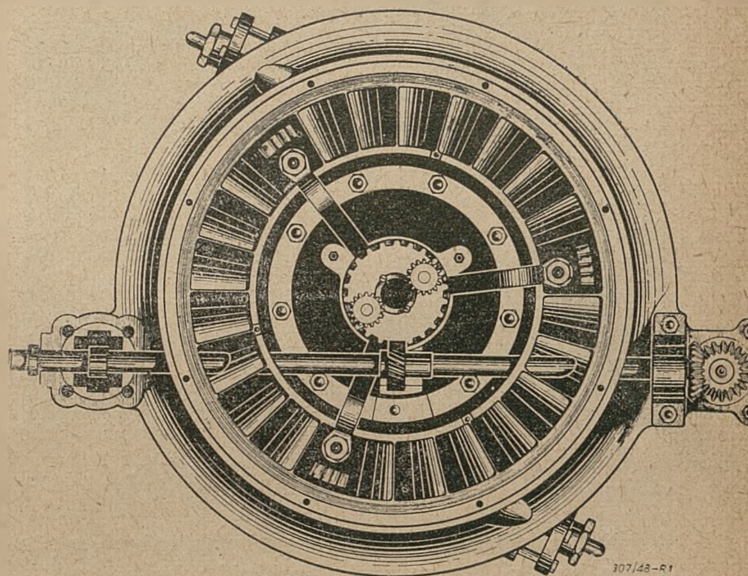
Przyjęcie skomplikowanego cyklu przy stałej objętości uznaliśmy za konieczne wobec niskiego sprężania wstępnego w sprężarce osiowej, która była właściwie wentylatorem, a nie sprężarką. Ponadto wydawało się nam wówczas, że wypływ pulsujący daje zlekka wyższy ciąg statyczny. Do dziś nie jestem pewien, czy nie mieliśmy trochę racji, w każdym razie łatwiej mi dzisiaj skrytykować schemat, niż wtedy było go wykonać.

W okresie tym *Bernadzikiewicz* wydobył ze skarbca swego doświadczenia przedziwne pomysły obróbkowe i konstrukcyjne. *Sachs* tchnął w konstrukcję ducha lotniczego, ja wziąłem na siebie obliczenia.

Charakterystyczne dane silnika były: pojemność komory spalania 5 litrów, ilość obrotów na minutę 1000. Oczekiwaliśmy ciągu statycznego około 20 kilogramów.

W ciągu zdaje się 5 miesięcy zbudowaliśmy demonstracyjny model. Czynił on nieopisanie wiele hałasu, miotał imponujący język płomienia i dawał... bardzo mały ciąg.

Naturalnie, nauczyliśmy się dużo i dysponowaliśmy rozsądnymi planami przeróbek. Niestety jednak preliminarz wydatków przedstawiał się tak ponuro, że



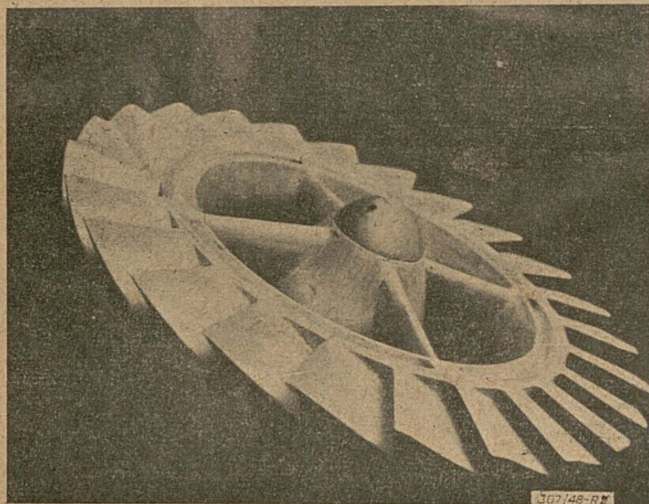
Rys. 1. Schemat napędu zaworów dużego modelu. Rysunek wykonany na podstawie fotografii.

przerzuciliśmy się od wielkiego modelu do drugiej ostateczności, do modelu 1 kilogramowego o napędzie na benzynę i sprężone powietrze. Owa miniaturka miała nam służyć do przeprowadzenia systematycznych badań nad wpływem pulsacji na ciąg. Ten cykl doświadczeń prowadzono już w lepszych warunkach technicznych — w warsztacie Doświadczalnym P. Z. Inż. w Ursusie. Model demonstracyjny jednak się na coś przydał.

W ciągu następnego roku obaj moi towarzysze wykonali wiele cennej i celowej, lecz mało efektownej roboty badawczej. Ja sam musiałem się ograniczyć do współpracy dorywczej, bo wstąpiłem do Wytwórni Silników Lotniczych „Skoda". W maju 1933 r. zgłosiliśmy referat sprawozdawczy na zjazd SIMP w Warszawie. Dyskusji po referacie nie było, gdyż ten dzień zjazdu stał pod znakiem okrężnego ataku na P. Z. Inż., wobec czego postanowiono spraw technicznych nie poruszać, aby zyskany czas poświęcić uzdrowieniu polskiej motoryzacji.

Nawiasem mówiąc atak musiał być skuteczny, bo w niedługi czas potem miarodajne czynniki dobrały się do silnika odrzutowego pod hasłem „precz z marnotrawstwem".

Trudno bowiem było dalej wydawać ze Skarbu Państwa zawrotne sumy, które w tym czasie doszły, jak sądzę, do całych 3 tysięcy złotych. Epilog się zbliżał. Powołano komisję złożoną z dwóch profesorów teoretyków i jednego pułkownika. Orzeczenie było krótkie: na najbliższą serię poważnych prób trzeba 300 tysięcy złotych; gdyby nawet taka suma na badania lotnicze mogła się w Polsce znaleźć, szkoda jej na silnik odrzutowy.



Rys. 2. Wirnik turbiny dużego modelu.

Rozwiązaliśmy spółkę. Zgłoszonych patentów nie warto było podtrzymywać. *Machlejd* wkrótce zmarł, *Bernadzikiewicz* wrócił do obróbki (Stow. Mechaników i Cegielski — Rzeszów). Natomiast moja współpraca z *Sachsem* przeszła w serdeczną przyjaźń i przetrwała jeszcze wiele lat, obejmując w dziedzinie lotniczej lekki indykator katodowy, odśrodkowy oczyszczacz smaru i tłumik, a przede wszystkim turbinę na gazy wydechowe.

Kronika Turbiny.

Najtrudniejszym elementem silnika odrzutowego był w roku 1932 (a myślę, że i r. 1948) zespół turbiny. Postanowiliśmy właśnie ten zespół rozwiązać, tym bardziej, że mógł być budowany oddzielnie i próbowany jako dodatek do zwykłego silnika tłokowego.

Jak wiadomo, wysoka temperatura spalin, na wejściu do turbiny łączy się z wysoką sprawnością, lecz także z wysokimi wymaganiami, stawianymi metalurgii materiałów turbinowych.

Próbowaliśmy tę trudność ominąć przez chłodzenie łopatek u szczytu, gdyż materiałów dostatecznie odpornych na pełzanie w wysokiej temperaturze właściwie w tym czasie w kraju nie wyrabiano.

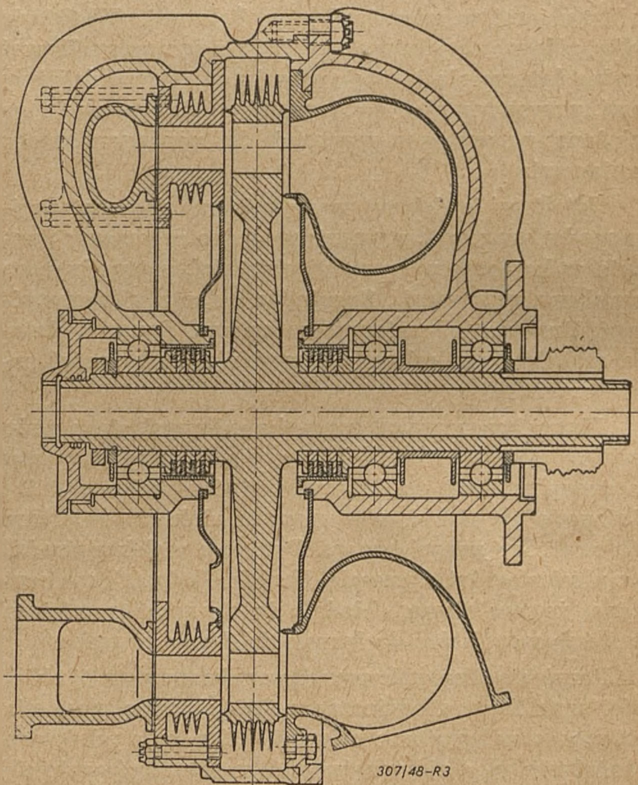
Drugim delikatnym punktem były łożyska wału turbinowego.

Ponieważ prace nad turbiną spalinową prowadziliśmy prywatnie, na marginesie naszych zajęć zawodowych (*Sachs* w P. Z. Inż., potem u Steihagena i Stransky'ego, ja w „Skodzie", a potem w P. Z. L.), ponieważ jedynym warsztatem badawczym była deska rysunkowa, ponieważ wreszcie prace te były w całym tego słowa znaczeniu „honorowe" — więc i plon 1932 — 36 r. był niewielki: jakieś patenty, trochę artykułów i mnóstwo zarysowanego lub zapisanego papieru. Na rys. 3 podaję bez zmian schemat turbinki tak, jak sobie ją wtedy wyobrażaliśmy.

Tymczasem gorące podmuchy zbliżającej się zawieruchy wojennej rozgrzały trochę arktyczny klimat, w jakim u nas wegetowały badania techniczne. Nastąpiła pewna zmiana w ogólnym nastawieniu w lotnictwie.

Korzystając z niej w r. 1937 Dyrektor *Łoziński* nabył dla P. Z. L. — Wytw. Silników całe nasze archiwum turbiny zlecając mi zaprojektować ją jeszcze raz, pod warunkiem, że nie stanie się to z uszczerbkiem dla bieżących prac Biura Studiów. Szło więc raczej o „przewentylowanie zagadnienia".

Ze względu na wymagania władz wojskowych Biuro Studiów pracowało wtedy w tak bardzo tajnym pomieszczeniu, że jedynym jego połączeniem z resztą fabryki był telefon. Lojalnie zobowiązałem się nie informować *Sachsa* o rozwoju prac, wzamian za co ten zdumiewająco utalentowany konstruktor, prawdziwy fanatyk idei i prawdziwy patriota zasypał mnie wartościowymi pomysłami, dotyczącymi ulepszeń, których realizacji nie wolno mu było zobaczyć.



Rys. 3. Schemat turbiny na gazy wylotowe

„Przewentylowanie zagadnienia" wyszło mu na dobre, przerobiłem bowiem konstrukcję starannie,

dostosowując ją do wielkich możliwości, jakie dawały PZL.

Z ekipy fabrycznej cenny wkład w konstrukcję wniósł *H. Jackowski* (zginął w 1939 r.). Pomyślne przeprowadzenie badań było zasługą *Wł. Strzeszewskiego*. W rozwiązywaniu trudnych zagadnień obróbkowych uczestniczyli *E. Kotarski* (zginął w 1939 r.) i *B. Górski*.

W 1938 r. turbina weszła na stoisko próbne.

Za źródło spalin służył silnik Cirrus, połączony z turbiną możliwie krótkimi przewodami. Układ aparatury pozwalał na mierzenie mocy zarówno silnika, jak turbiny. Turbinę hamowano dynamometrem Junkersa. Początkowe parominutowe próby przedłużano aż do osiągnięcia półtoragodzinnej pracy nieprzerwanej. Moc szczytowa wyniosła 11 do 12 KM, zgodnie z przewidywaniami. Zysk ten przewyższał znacznie spadek mocy silnika, spowodowany przeciwciśnieniem.

Nie obyło się oczywiście bez trudności w łożyskowaniu, ale po wprowadzeniu drobnych poprawek nie mieliśmy z nim najmniejszego kłopotu. Olejowego chłodzenia wału w ogóle nigdy nie włączano. Natomiast poważnemu defektowi uległ zewnętrzny pierścień chłodzący, nasadzony i nitowany. Ponieważ spodziewaliśmy się tego od początku, więc w chwili wypadku, zresztą niegroźnego, była już wyeksperymentowana metoda obrabiania wirnika z jednej sztuki. Aby jednak nie tracić czasu, skasowano chłodzenie zupełnie i przekonano się, że niebezpieczeństwo spalenia łopatek było mniejsze niż oczekiwano.

W rezultacie w lutym 1939 r. zebrano obszerny i dość zachęcający materiał, po czym prace... przerwano, bo w 1939 r. wydarzenia tak już szybko postępowały naprzód, że hierarchia — pilne, pilniejsze, najpilniejsze, jeszcze pilniejsze, państwowe pilne itd. — rozciągnęła sie w nieskończoność i na zastosowanie turbiny do silnika nikt nie miał już czasu.

Zakończenie.

Bernadzikiewicz w czasie okupacji pracował w PZL — Rzeszów, potem eksploatował swoje pomysły z dziedziny galanterii metalowej. Po wojnie objął Biuro Techniczne u Cegielskiego. Zmarł w 1946 r.

Sachs we wrześnu 1939 r. walczył w obronie Warszawy i odniósł lekką ranę. Nadszedł rok 1940. Kleszcze niemieckie coraz mocniej się zaciskały. Sachs należał do tajnej organizacji wojskowej i postanowił przedostać się na Węgry. Pierwsza próba nie powiodła się. Za drugim razem we wrześniu 1940 r. wyszedł po poważnej chorobie i zatrzymał się na chwilę w lesie, aby nabrać sił. Cała grupa przeszła szczęśliwie, on jeden wpadł w ręce Niemców. Potem nastąpił areszt przejściowy i wreszcie Oświęcim. Wiadomość o śmierci przyszła w 1941 r.

Patrząc z perspektywy lat, myślę, że nasza ekipa mogła w lepszych warunkach więcej zrobić i chyba nie były megalomanią słowa, jakie znalazłem po wojnie w notatkach *Sachsa:* „... przy odpowiednich środkach materialnych realizacja silnika odrzutowego w Polsce jest kwestią njbliższej przyszłości".

Było to pisane w 1933 roku.

PIONEER YEARS.

In 1931 three Polish engineers, designed and finally, built a jet propulsion engine with a combustion chamber of 5 litres capacity.

This unit was not fit to be installed on an aircraft, but gave to the designers large experience during the test bench running, which permitted to suppose, that with the necessary financial support, they would be able to build a satisfactory airworthy jet engine.

Lack of financial means forced the designers to build a model of one 1 kilogram thrust only.

The first built engine worked on the constant volume principle and had a valve contolled annular combustion chamber.

Mr Oderfeld and Mr Sachs have also designed an exhaust gaz driven turbine unit which was built at the Polish National Aircraft Works and passed there satisfactory bench tests.

The outbreak of the World War 2 interrupted the work on their project.

KRONIKA ZPIL.

W dniu 30 maja 1947 r. odbyło się w świetlicy CZPM, przy ul. Puławskiej 1a zebranie organizacyjne, w którym wzięło udział 30 osób spośród inżynierów i techników lotniczych, w tym większość przedwojennych członków ZPIL.

Zebrani postanowili wznowić działalność Związku, przy czym ze względów organizacyjnych postanowiono przyłączyć się do Stowarzszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich (SIMP), gdyż zgodnie ze statutem Nacz. Org. Technicznej, była to jedyna realna możliwość wznowienia pracy Związku. Dla podkreślenia duchowej łączności z dawnym ZPIL-em postanowiono przyjąć nazwę Koła: Związek Polskich Inżynierów i Techników Lotniczych w skrócie ZPIL, podobnie jak to uczynił SIMP.

Postanowiono jak najszybciej wznowić pracę samokształceniową członków Koła przez organizowanie odczytów i wznowienie dawnego organu ZPIL „Technika Lotnicza". Zdając sobie sprawę z trudności związanych z wydawaniem czasopisma (przede wszystkim natury finansowej) obarczono wybrany Zarząd misją uzyskania na ten cel niezbędnych funduszów.

Do chwili obecnej odbyły się trzy odczyty naukowe:

1) Kol. *Wł. Fiszdona* pt. „Sprawozdanie z Anglo-Amerykańskiej Konferencji i Wystawy Lotniczej" (odbytej we wrześniu 1947 r.).
2) Kol. *L. Niemanda* pt. „Teoretyczne zagadnienia napędu odrzutowego".

3) Kol. *J. Rolińskiego* pt. „Obecny stan wiedzy o silnikach odrzutowo-turbinowych na podstawie danych cyfrowych".

Na okres pourlopowy zapowiedziane są dalsze odczyty w tym odczyt o teorii i budowie wiropłatów.

Koło nosi się z zamiarem zorganizowania szeregu wycieczek krajowych i zagranicznych.

Lista obecnie czynnych członków:

1.	Abczyński Jan	35.	Madeyski Stanisław
2.	Baran Wiktor	36.	Malatyński Stefan
3.	Bartel Ryszard	37.	Maliszewski Stefan
4.	Bieniek Czesław	38.	Małkiewicz Eug.
5.	Bochenek Bronisław	39.	Milczarek Wojciech
6.	Baliński Aleksander	40.	Misztal Franciszek
7.	Boliński Witold	41.	Müller Mieczysław
8.	Brodzki Zdzisław	42.	Narkiewicz Wiktor
9.	Brzoska Zbigniew	43.	Niemand Leon
10.	Bukowski Jerzy	44.	Oderfeld Jan
11.	Cyga-Karpiński Tad.	45.	Paczoski Jan
12.	Czechowski Zdzisław	46.	Pachulski Edmund
13.	Dulęba Leszek	47.	Pindera Jerzy
14.	Dziugiełł Bronisław	48.	Roliński Jerzy
15.	Fiszdon Władysław	49.	Romicki Romuald
16.	Gadaj Kazimierz	50.	Roth Wiktor
17.	Głębicki Kazimierz	51.	Ruciński Eugeniusz
18.	Gubrynowicz Janina	52.	Rybiński Stefan
19.	Haraźny Jerzy	53.	Skonieczny Jerzy
20.	Iwanicki Tadeusz	54.	Skura Władysław
21.	Jacórzyński Tadeusz	55.	Sobociński Edward
22.	Jagoszewski Konrad	56.	Srzednicki Zygmunt
23.	Jakubowski Zbigniew	57.	Szałwiński Kazimierz
24.	Janecki Henryk	58.	Szczepański Marian
25.	Janik Franciszek	59.	Sznee Roman
26.	Kędzierski Zygmunt	60.	Wienicki Jan
27.	Kirkor Andrzej	61.	Wilczyński Eugeniusz
28.	Kornecki Aleksander	62.	Winecki Zdzisław
29.	Koślacz Stanisław	63.	Witkowski Stanisław
30.	Krajewski Henryk	64.	Wojtecki Leon
31.	Kuśmierski Józef	65.	Wolski Kazimierz
32.	Kwasowski Jan	66.	Wójcicki Karol
33.	Lassota Stanisław	67.	Wójcicki Stanisław
34.	Łękowski Mieczysław	68.	Żurakowski Br.

Zarząd Koła:

Do Zarządu Koła obecnie wchodzą Koledzy:

Przewodniczący	R. Romicki
zast. przewodniczącego	Z. Brzoska
„ „	J. Gubrynowiczowa
członkowie Zarządu	W. Boliński
	Z. Jakubowski
	J. Paczoski
	J. Pindera

Adres Zarządu: Instytut Techniczny Lotnictwa — Okęcie (bud. b. PZLWS).

Kolegom, którzy pragną wstąpić do ZPIL komunikujemy że należy uprzednio zostać członkiem SIMP, a następnie złożyć deklarację pracy w Kole Lotniczym.

Wyjątki ze statutu SIMP.

§ 5. Dewizą Stowarzyszenia jest wytężona praca na polu nauki, techniki i wytwórczości, mająca na celu podniesienie kultury technicznej i wyzyskanie sił duchowych i bogactw przyrody ku zapewnieniu największego rozwoju gospodarczego Demokratycznej Rzeczypospolitej Polskiej.

W działalności swej Stowarzyszenie stawia na pierwszym miejscu potrzeby Narodu i Państwa, jako całości.

§ 10. Członkami zwyczajnymi mogą być obywatele polscy, nieposzlakowanej czci, stojący całkowicie na gruncie zasad ideowych, zawartych w § 5 Statutu:

a) Inżynierowie i technicy obywatele polscy zatrudnieni w przemyśle metalowym i zbrojeniowym;

b) osoby, które dzięki swym zdolnościom, pracy, doświadczeniu i wiedzy zajmują w przemyśle metalowym i zbrojeniowym stanowiska obsadzone zwykle przez inżynierów i techników;

c) każdy inżynier i technik mechanik pracujący w innej dziedzinie, ale pod warunkiem, że z tego tytułu nie należy do innych stowarzyszeń będących członkami NOT.

§ 11. Członkami współdziałającymi mogą być inżynierowie i technicy mechanicy zatrudnieni w innej dziedzinie nie odpowiadający warunkowi § 10 lit. c.

APEL.

Zarząd Związku, chcąc uczcić na łamach „Techniki Lotniczej" pamięć Kolegów poległych i zmarłych w czasie ostatniej wojny, prosi wszystkich swych członków i sympatyków Związku o nadsyłanie nazwisk i okoliczności śmierci tych kolegów, o których są wiadomości, że nie żyją.

Kartki z wiadomościami o poległych i zmarłych Kolegach prosimy nadsyłać na adres Redakcji „Techniki Lotniczej", Warszawa, ul. 6 Sierpnia 24.

WYDAJE: INSTYTUT WYDAWNICZY SIMP. Redaguje KOLEGIUM REDAKCYJNE ZPIL

Skład Kolegium: Przewodniczący — Inż. Wł. Fiszdon. Członkowie: inż. Br. Bochenek, dr inż. Z. Brzoska, płk. inż. H. Krajewski, inż. Fr. Janik, dr inż. Fr. Misztal, inż. R. Romicki, inż. J. Paczoski (Redaktor Techn.).

Cena pojedynczego zeszytu 120 zł. Konto PKO-I-8100. Prenumerata za r. 1948 — 300 zł.

Adres Redakcji: Warszawa, ul. 6 Sierpnia 24. Adres Administracji: Warszawa, ul. Mickiewicza 18.

Druk. „AUTOMA" Warszawa, Wileńska 7. B-62679.

Wskazówki dla autorów współpracujących z „Techniką Lotniczą".

1. Przed przystąpieniem do opracowania artykułów kompilacyjnych lub tłumaczeń do „Techniki Lotniczej" należy porozumieć się z redakcją, celem upewnienia się, że dany temat nie jest w opracowaniu przez kogo innego.

2. Przy opracowywaniu artykułów należy położyć jak największy nacisk na przejrzystość układu, zrozumiałość i jasność treści. Brak tej cechy sprawia, że najwartościowsze nawet prace nie mogą być należycie ocenione.

Należy posługiwać się zdaniami krótkimi, myśli główne należy wyraźnie uwypuklać, choćby nawet przez powtarzanie się.

Specjalnie ważne jest staranne i logiczne wyprowadzanie wzorów, przy czym należy robić jak najmniej przeskoków.

Należy rozbić artykuł na logiczne rozdziały i ustępy, zaopatrując je w tytuły, numerować ważniejsze wzory, przestrzegać jednakowego słownictwa w tekście i na rysunkach, przestrzegać nowej pisowni polskiej zatwierdzonej przez Ministerstwo Wyznań Religijnych i Oświecenia Publicznego z dn. 24 czerwca 1936 r., oraz ogólnie przyjętych symboli, skrótów itp.

3. Rękopis, względnie maszynopis, nadesłany do redakcji musi odpowiadać następującym wymaganiom:

a) pisać po jednej stronie z interlinią (z odstępem pomiędzy wierszami) wyraźnie, atramentem, na kartkach formatu A4 (210 × 297 mm). Z lewej strony kartki musi być zostawiony margines dla korekty i uwag redakcji szerokości 30 mm. Na pierwszej stronie u góry pozostawić wolne około ¼ strony dla uwag redakcji i oznaczenia artykułu.

b) Maszynopis nadesłać w 2 egzemplarzach na papierze kancelaryjnym a nie przebitkowym.

c) W rękopisie lub maszynopisie nie dawać żadnych podkreśleń, nie pisać rozstrzelonym drukiem, ani nie pisać wyrazów WERSALIKAMI (dużymi literami alfabetu). Chcąc wprowadzić tę formę do tekstu drukowanego należy stosować odpowiednie oznaczenia ustalone w broszurce „Wskazówki dla autorów współpracujących z Instytutem Wydawniczym SIMP", którą to broszurę prześlemy bezpłatnie na żądanie, lub pozostawić tę sprawę redakcji, zaznaczając jedynie w odpowiednim miejscu czarnym ołówkiem na marginesie: wydrukować kursywą, wersalikami, tłustym drukiem, rozstrzelonymi literami lub tp.

d) Nie pozostawiać wolnych miejsc na rysunki. W miejscu gdzie ma być umieszczony rysunek należy w środku szpalty podać oznaczenie w postaci: Rys. 1., Rys. 2., itp. W szczególności nie należy wcinać tekstu (tj. zmniejszać szerokości szpalty dla zaznaczenia rysunku).

e) Wzory matematyczne podawać w oddzielnych wierszach. Wzory pisać odręcznie możliwie najwyraźniej, zachowując odpowiednią wielkość liter i cyfr oraz prawidłowe położenie wskaźników i symboli.

f) Odnośniki pisać bezpośrednio po wierszu, w którym cyfra odnośnika została podana [1]):

g) W odnośnikach bibliograficznych podawać nazwisko autora, tytuł książki lub artykułu, tytuł i numer czasopisma, w którym dany artykuł ukazał się, oraz rok wydania.

h) Numerować kartki rękopisu względnie maszynopisu w postaci:
— 1 —, — 2 —, itd. pośrodku strony u góry.

4. Rysunki i wykresy winny być wykonane w skali 1 : 3 lub (większe, cało-stronicowe) 2 : 1, pamiętając, że szerokość szpalty wynosi 85 mm, a szerokość kolumny 17,5 mm.

Rysunki powinny być wykonane tuszem na niezbyt szorstkim papierze rysunkowym lub na białej kalce rysunkowej (kalka niebieskawa lub żółtawa jest niewskazana).

Przy wykonywaniu wykresów należy tak dobrać skalę, aby po zmniejszeniu oczka siatki wykresu miały wymiar 5 × 5 lub 10 × 10 mm.

5. Fotografie oryginalne powinny być wykonane na gładkim, błyszczącym papierze fotograficznym i — o ile możności — retuszowane.

6. O ile mają być reprodukowane jakieś rysunki lub fotografie z innych dzieł, to dzieła te należy załączyć do rękopisu i zaznaczyć na wykazie rysunków tytuł i miejsce dzieła, z którego ma być zaczerpnięty dany rysunek.

Wydawnictwa te zostaną zwrócone.

7. Wszystkie rysunki, fotografie i wykresy winny być ponumerowane zgodnie z tekstem. Rysunki, wykresy i fotografie należy składać w oddzielnej kopercie, usztywnionej tekturową wkładką. Nie mogą być one składane ani naklejane.

8. Autor obowiązany jest do wykonania co najmniej 2 korekt drukarskich w terminach wskazanych przez redakcję. Korektę należy przeprowadzić zgodnie z instrukcją podaną we „Wskazówkach dla autorów współpracujących z IW SIMP.

---

[1]) w wyjątkowych wypadkach można je umieszczać na końcu ustępu, w którym została podana cyfra odnośnika.


SIMP